

Forschungsbericht 2015-40

Wirbelströmungen an gepfeilten Flügeln mit runden Vorderkanten

Andreas Schütte

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und
Strömungstechnik
Braunschweig

180 Seiten
184 Bilder
7 Tabellen
72 Literaturstellen



DLR

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt

**TU Braunschweig – Niedersächsisches Forschungszentrum
für Luftfahrt**

Berichte aus der Luft- und Raumfahrttechnik

Forschungsbericht 2015-24

**Wirbelströmungen an gepfeilten Flügeln
mit runden Vorderkanten**

Andreas Schütte

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Braunschweig

Diese Veröffentlichung wird gleichzeitig in der Berichtsreihe „NFL - Forschungsberichte“ geführt.

Diese Arbeit erscheint gleichzeitig als von der Fakultät für Maschinenbau der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig zur Erlangung des akademischen Grades eines Doktor-Ingenieurs genehmigte Dissertation.

Wirbelströmungen an gepfeilten Flügeln mit runden Vorderkanten

Von der Fakultät für Maschinenbau
der Technischen Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

zur Erlangung der Würde
eines Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.)
genehmigte Dissertation

von
Andreas Schütte
aus Bremen

eingereicht am:	30.07.2015
mündliche Prüfung am:	01.12.2015
Gutachter:	Prof. a.D. Dr.-Ing. D. Hummel Prof. Dr.-Ing. C.-C. Rossow
Vorsitzender:	Prof. Dr.-Ing. R. Radespiel

Wirbelströmungen an gepfeilten Flügeln mit runden Vorderkanten

Deutsches Zentrum
für Luft- und Raumfahrt e.V.

Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik
Abteilung Transportflugzeuge
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

Braunschweig, im Juli 2015

Institutsdirektor:

Prof. Dr.-Ing. C.-C. Rossow

Verfasser:

Dipl.-Ing. A. Schütte

Abteilungsleiter:

Dr.-Ing. O. Brodersen

Eidesstattliche Erklärung

Hiermit versichere ich an Eides statt, dass ich die vorliegende Arbeit selbstständig angefertigt habe. Alle benutzten Hilfsmittel sind angegeben. Diese Arbeit ist bisher weder veröffentlicht, noch als Diplom- oder ähnliche Prüfungsarbeit, noch an einer anderen Hochschule eingereicht worden.

Braunschweig, im Juli 2015

A handwritten signature in blue ink, appearing to read 'Andreas Dürk', is written over the printed name.

Wirbelströmungen an gepfeilten Flügeln mit runden Vorderkanten

Übersicht

In der vorliegenden Arbeit wird die wirbeldominierte Strömungsphysik sowie das aerodynamische Verhalten an gepfeilten Flügelkonfigurationen mit runden Vorderkanten untersucht. Die Ergebnisse der Arbeit basieren auf numerischen Rechnungen mit dem CFD Verfahren DLR TAU. Bei den betrachteten Konfigurationen handelt es sich um gepfeilte Flügelkonfigurationen konstanter Streckung, mit unterschiedlichen Vorderkantenkonturen und Pfeilwinkeln. Ziel der Arbeit ist es zu verstehen, wie sich die Wirbelbildung an der runden Vorderkante für konstante und sich ändernde Vorderkantennasenradien verhält. Darüber hinaus wird der Einfluss des Vorderkantenpfeilwinkels und der Zuströmmachzahl untersucht. Des Weiteren wird das aerodynamische Verhalten analysiert und bewertet sowie eine genaue Analyse der Strömungsphysik im Bereich der Ablösung an der runden Vorderkante vorgenommen.

Die vorliegende Arbeit hat das Ziel, einen Beitrag zum Entwurf und zur Bewertung der strömungsphysikalischen Eigenschaften von Konfigurationen mit gepfeilten Flügeln zu liefern. Für den Entwurfsprozess eines gegebenen Vorentwurfs werden Sensitivitäten bereitgestellt. Die Arbeit liefert darüber hinaus einen Beitrag zum tieferen Verständnis der Wirbelentstehung und der Strömungsphysik an gepfeilten Konfigurationen mit runder Vorderkante.

Vortical flows on swept wings with blunt leading edges

Abstract

In the present work the vortex dominated flow physics as well as the aerodynamic behavior of swept wing configurations with blunt leading edges are investigated. The research based on numerical simulations using the CFD methods DLR TAU. The target configurations are swept wings of constant aspect ratio, variable leading edge contour and leading edge sweep angle.

The work is looking at the onset of the vortical flow at the leading edge for constant and variable leading edge nose radii and the influence of the leading edge sweep and the on flow Mach number. Furthermore, the aerodynamic behaviour is analysed and assessed as well as the specific flow physics in the vicinity of the vortical flow separation at the blunt leading edge.

The objective of the present work is to provide a contribution for the design and assessment of the physical characteristics of swept wing configurations. Furthermore, sensitivities will be given for the design process of a given preliminary concept. In addition the current investigations provide a deeper understanding of the separation onset process and the flow physics of swept wing configurations with blunt leading edges.

Vorwort

Die vorliegende Arbeit ist im Rahmen meiner Tätigkeit als wissenschaftlicher Mitarbeiter am Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik des Deutschen Zentrums für Luft- und Raumfahrt in Braunschweig entstanden.

Die Idee zum Thema der Arbeit entwickelte sich aus meiner langjährigen Tätigkeit im Bereich der Aerodynamik von Konfigurationen mit gepfeilten Flügeln und wirbeldominiertem Strömungsfeld. Maßgeblich für die Definition der Aufgabenstellung waren für mich die Mitarbeit und die Ergebnisse aus den NATO/STO Forschungsgruppen AVT-113 zu "Understanding and Modeling Vortical Flows to Improve the Technology Readiness Level for Military Aircraft", AVT-161 zu "Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air and Sea Vehicles" sowie AVT-183 zu "Reliable Prediction of Separated Flow Onset and Progression for Air and Sea Vehicles".

Die Verwirklichung dieser Arbeit verdanke ich vor allem der Unterstützung von Herrn Prof. Dr.-Ing. Dietrich Hummel, der auch die wissenschaftliche Betreuung übernommen hat. Anregende Diskussionen, seine ständige Hilfsbereitschaft und seine fortwährende Begeisterung für das Thema waren für mich eine große Motivation, die Arbeit zu einem erfolgreichen Abschluss zu bringen und haben maßgeblich zum Gelingen dieser Arbeit beigetragen. Hierfür gilt Prof. Hummel mein herzlicher Dank.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Cord Rossow, Direktor des Instituts für Aerodynamik und Strömungstechnik, danke ich für die Übernahme des Koreferats. Darüber hinaus danke ich Prof. Rossow für seine Unterstützung und den wissenschaftlichen Austausch, welcher zum Gelingen der Arbeit richtungsweisend war.

Herrn Prof. Dr.-Ing. Rolf Radespiel danke ich für die Übernahme des Vorsitzes der Prüfungskommission.

Herrn Dr.-Ing. Dennis Göge, mein Vorgesetzter während meiner Tätigkeit in Paris, danke ich für seine Unterstützung. Dr. Göge hat es mir während dieser Zeit immer ermöglicht, neben meiner Arbeit als AVT Executive Officer bei der NATO STO, wesentliche Fortschritte in meiner Dissertation zu erzielen.

Einen großen Anteil am erfolgreichen Abschluss dieser Arbeit hat auch das sehr positive wissenschaftliche Umfeld im Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik. Die Möglichkeit des wissenschaftlichen Austausches auf internationaler Ebene durch die Mitarbeit in NATO/STO AVT Forschungsgruppen war ein weiterer wichtiger Beitrag. Der Austausch von Ideen und Ergebnissen war unverzichtbar und eine fortwährende Motivation.

In diesem Zusammenhang möchte ich meinen Kollegen Prof. Dr.-Ing. Norbert Kroll, Dr.-Ing. Andreas Bergmann, Prof. Dr. Russell M. Cummings, Dr.-Ing. Olaf Brodersen, Dr. Stefan Görtz, Dr. Neal Frink und Herrn Okko Joost Boelens danken. Insbesondere gilt mein kollegialer und freundschaftlicher Dank Frau Kerstin Huber und Dr.-Ing. Andreas Hübner.

Mein besonderer Dank gilt meinen Eltern, Renate und Ernst, die es mir immer ermöglicht haben, meinen beruflichen Werdegang nach meinen Vorstellungen zu gestalten.

Meiner Lebensgefährtin Elke möchte ich sehr dafür danken, das sie mich immer darin bestärkt hat, das Ziel nicht aus den Augen zu verlieren.

Braunschweig, 7.12.2015



Inhaltsverzeichnis

Bezeichnungen	xi
1 Einleitung	1
1.1 Neuere Forschungsprogramme an Pfeilflügeln mit runder Vorderkante	3
1.2 Motivation und Zielsetzung	7
1.3 Vorgehensweise	8
2 Rechenverfahren DLR TAU	9
3 Voruntersuchungen	11
3.1 VFE-2 Deltaflügel	11
3.2 X-31 Experimentalflugzeug	13
3.3 Generische Nurflügelkonfiguration SACCON	13
3.4 Fazit der Voruntersuchungen	16
4 Geometrie und Netzgenerierung	19
4.1 Flügelprofile und -grundrisse	19
4.2 Generierung der Rechennetze	20
5 Numerische Untersuchung der Wirbelströmung an runden Vorderkanten	23
5.1 Verifikation, numerische Parameter, Konvergenzverhalten und Ressourcen- bedarf	23
5.2 Ablösung an der runden Vorderkante nach Frink (AVT-183)	26
5.3 Einfluss des Anstellwinkels	28
5.3.1 Konfiguration mit konstantem Radius	28
5.3.2 Konfigurationen mit verschiedenen konstanten Radien	29
5.3.3 Konfigurationen mit variablen Radien	31
5.4 Aerodynamisches Verhalten	33
5.5 Einfluss des Pfeilwinkels	36
5.6 Einfluss der Machzahl	39
5.7 Sensitivitäten der Wirbeltopologie und Entwurfsregeln	41

6 Zusammenfassung	43
Literaturverzeichnis	51
Tabellenverzeichnis	53
Tabellen	55
Bilderverzeichnis	70
Bilder	71

Bezeichnungen

Geometrische Größen

A	[m ²]	Flügelfläche
b	[m]	Flügelspannweite
c_{ref}	[m]	Referenzlänge am Flügel, Flügeltiefe
d	[m]	Wandabstand
r	[m]	Radius an der Profilnase
r_N	[-]	Dimensionsloser Vorderkantennasenradius, $r_N = r/c_{ref}$
s	[m]	Flügelhalbspannweite
x, y, z	[m]	Kartesische Koordinaten
y_W	[m]	Wandabstand des ersten Netzpunktes von der Oberfläche
Λ	[-]	Flügelstreckung, $\Lambda = b^2/A$
α	[°]	Anstellwinkel
β	[°]	Schiebewinkel
φ	[°]	Flügelpfeilung

Stoff-, Strömungs- und aerodynamische Größen

c_A	[-]	Auftriebsbeiwert
c_a	[-]	Lokaler Auftriebsbeiwert 2D
c_W	[-]	Widerstandsbeiwert
c_M	[-]	Nickmomentenbeiwert um MBP, hecklastig positiv
c_P	[-]	Druckbeiwert, $c_P = (p - p_\infty)/(\rho/2 \cdot U_\infty^2)$
Ma_∞	[-]	Machzahl der Anströmung
Re_∞	[-]	Reynoldszahl der Anströmung, $Re_\infty = (U_\infty \cdot c_{ref})/\nu$
U_∞	[m/s]	Anströmgeschwindigkeit
p	[N/m ²]	Druck
q_∞	[N/m ²]	Staudruck der Anströmung
T	[K]	Temperatur
γ	[-]	dimensionslose Zirkulation, $\gamma = \Gamma/U_\infty \cdot b$
μ	[Ns/m ²]	Dynamische Viskosität
ν	[m ² /s]	Kinematische Viskosität
ρ	[kg/m ³]	Dichte
τ_W	[N/m ²]	Wandschubspannung
Γ	[m ² /s]	Zirkulation

Numerische und mathematische Größen

CFL	[-]	Courant–Friedrich–Levy Zahl, $CFL = (u \cdot \Delta t) / \Delta x$
Δt	[s]	diskreter Zeitschritt
Δx	[m]	diskreter Ortsschritt
N_{stat}	[-]	Anzahl der Iterationen einer stationären Rechnung
N_i	[-]	Anzahl der Iterationen innerhalb eines physikalischen Zeitschritts einer instationären Rechnung
t	[s]	Zeit
u	[m/s]	lokale Geschwindigkeit im Strömungsfeld
y^+	[-]	Dimensionslose Größe zur Beurteilung der Grenzschichtauflösung $y^+ = (\sqrt{\tau_w / \rho} \cdot y_w / \nu)$
$\ \frac{\partial \rho}{\partial t}\ $	[kg/m ³ s]	Dichteresiduum

Tiefgestellte Indizes

p	Druck
ref	Referenzgröße
∞	Größen der freien Anströmung
r	root
VK	Vorderkante

Abkürzungen

$AGARD$	<u>A</u> dvisory <u>G</u> roup for <u>A</u> erospace & <u>D</u> evelopment
AVT	<u>A</u> ppplied <u>V</u> ehicle <u>T</u> echnology
$C^2A^2S^2E$	<u>C</u> enter for <u>C</u> omputer <u>A</u> pplications in <u>A</u> ero <u>S</u> pace <u>S</u> cience and <u>E</u> ngineering
CST	<u>C</u> lass <u>S</u> hape <u>F</u> unction
MAC	<u>M</u> ean <u>A</u> erodynamic <u>C</u> ord
MBP	<u>M</u> omenten <u>B</u> ezugs <u>P</u> unkt; $MBP = 0,5 \cdot (s \cdot \tan \varphi + c_{ref})$
$NATO$	<u>N</u> othen <u>A</u> tlantic <u>T</u> reaty <u>O</u> rganization
PSP	<u>P</u> ressure <u>S</u> ensitive <u>P</u> aint
RTO	<u>R</u> esearch and <u>T</u> echnology <u>O</u> rganization
SA	Spalart-Allmaras Turbulenzmodell
STO	<u>S</u> ience and <u>T</u> echnology <u>O</u> rganization (bis 2012 RTO)
$SACCON$	<u>S</u> tability <u>A</u> nd <u>C</u> ontrol <u>C</u> ONfiguration
VFE	<u>V</u> ortex <u>F</u> low <u>E</u> xperiment

1 Einleitung

Heutige und zukünftige bemannte oder teil-autonome Kampfflugzeugkonfigurationen besitzen Flügelgrundrisse mit einer geringen Flügelstreckung und einem mittleren bis hohen Vorderkantenpfeilwinkel. Die Flügelpfeilung resultiert aus aerodynamischen Anforderungen wie einem hohen Maß an Agilität und /oder der Leistungsfähigkeit im Überschall sowie aus Randbedingungen für eine geringe Radarsignatur.

Im Unterschall hängen die Flugeigenschaften eines gepfeilten Flügels sehr stark vom Pfeilwinkel ab. Stark gepfeilte Flügel besitzen ein wirbeldominiertes Strömungsfeld, dass sich schon bei kleinen Anstellwinkeln durch Ablösung der Strömung an der Vorderkante einstellt. **Bild 1** zeigt als Beispiel ein komplexes wirbeldominiertes Strömungsfeld um eine generische UAV-Konfiguration mit hohem Vorderkantenpfeilwinkel.

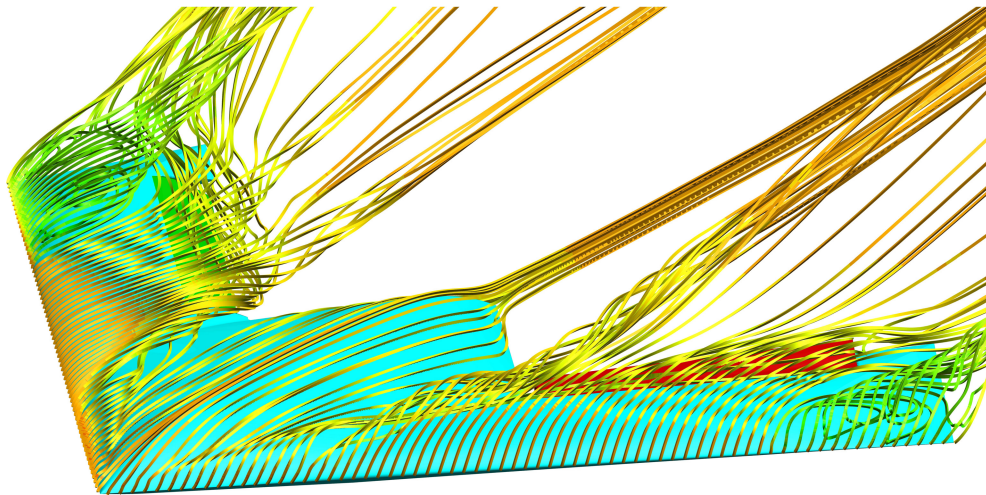


Bild 1: Ergebnis der numerischen Berechnung der komplexen Wirbelströmung um eine generische militärische Konfiguration mit hohem Vorderkantenpfeilwinkel und variabler Vorderkantenkontur [1].

Der Nasenradius an der Vorderkante ist zumeist über der Spannweite variabel und beeinflusst maßgeblich das Ablöseverhalten. Je scharfkantiger die Vorderkante bzw. je geringer der Nasenradius ist, desto kleiner ist der Anstellwinkel, bei dem ein Wirbel an der Vorderkante entsteht. Das Ablöseverhalten ist darüber hinaus maßgeblich vom Pfeilwinkel der Vorderkante, der Zuströmmachzahl und der Reynoldszahl abhängig.

Diese Sachverhalte führen dazu, dass anders als bei einem ideal scharfkantigen gepfeilten Flügel, bei dem die Ablöselinie des Primärwirbels an der Vorderkante fixiert ist, die Lage der

Ablöselinie an einer runden Vorderkante stark mit den oben angegebenen geometrischen und strömungsphysikalischen Parametern variiert.

Lage, Stärke und Interaktion der Wirbelsysteme haben bei mittleren Pfeilwinkeln von 45° bis 60° nur geringen Einfluss auf den Gesamtauftrieb, da der nichtlineare Auftriebsanteil der Wirbelsysteme gering ist. Der Einfluss auf das Momentenverhalten des Flügels kann hingegen erheblich sein, wenn sich z.B. der Ablösepunkt des Wirbels an der Vorderkante durch Änderung des Anstellwinkels verschiebt und sich der Einflussbereich des Wirbels und damit die Lastverteilung um den Momentenbezugspunkt (MBP) ändert.

Neben dem Experiment und dem Flugversuch hat sich in den letzten drei Jahrzehnten die Vorhersage der Strömungsphysik mit Hilfe numerischer Verfahren etabliert. Bis in die 90er Jahren hinein war man nur in der Lage, die Strömung mit Hilfe von Eulerverfahren, d.h. ohne Berücksichtigung von Reibungseffekten, an einem scharfkantigen Deltaflügel vorherzusagen. Heute ist es möglich, durch Lösung der Reynolds-gemittelten Navier-Stokes Gleichungen (RANS-Verfahren), qualitative und zum Teil auch quantitative Aussagen bzw. Vorhersagen hoch komplexer, dreidimensionaler Strömungsphänomene vorzunehmen. Mit Hilfe von RANS-Verfahren ist es somit heute möglich, das aerodynamische Verhalten von vollständigen Kampfflugzeugkonfigurationen zu bestimmen und den Flugzeugentwurf maßgeblich zu unterstützen. Die Weiterentwicklung der physikalischen Modellbildungen, die Verbesserungen der Algorithmen sowie die der Rechnertechnologien haben hierzu maßgeblich ihren Beitrag geleistet.

Die Notwendigkeit des Vergleichs der numerischen Verfahren mit dem Experiment bleibt weiter bestehen. Dieses ist zum einen für die Verbesserung der physikalischen Modellierung, aber vor allem zur Validierung der numerischen Verfahren notwendig. Sofern man für eine Konfiguration einen Validierungsprozess durchgeführt hat, kann man eine sogenannte „Best Practice“ Anweisung zur Nutzung eines numerischen Verfahrens ableiten. Sie ist auch für andere Konfigurationen anwendbar, wenn die Konfigurationen ähnliche charakteristische geometrische Parameter besitzt und die Zuströmparameter sich im vergleichbaren Bereich bewegen, so dass die Strömungsphysik sich nicht grundlegend unterscheidet. Es besteht dann ein hoher Vertrauensbereich für das qualitative und auch zum großen Teil quantitative Ergebnis der Berechnungen. Die Änderung der Vorderkantengeometrie eines Deltaflügels von einer scharfen zu einer runden Vorderkante ändert dagegen die Strömungsphysik in Teilen sehr. In diesem Fall ist ein neuer Validierungsprozess unter zu Hilfenahme von experimentellen Daten notwendig.

Die Weiterentwicklung der numerischen Verfahren hat auch dazu geführt, dass durch eine gemeinsame Betrachtung von Experiment und numerischer Simulation das Verständnis über die Strömungsphysik und das aerodynamische Verhalten beschleunigt werden kann. Dieses kommt dem Entwurfsprozess zu Gute. Die numerischen Verfahren bieten den immensen Vorteil, das gesamte dreidimensionale Strömungsfeld mit sämtlichen strömungsphysikalischen Größen zur Verfügung zu stellen. Dieses kann mit Hilfe des Experiments nur zum Teil mit dreidimensionalen Messverfahren unter hohem Aufwand realisiert werden.

Die Vorhersage abgelöster wirbeldominierter Strömungen an gepfeilten Flügeln mit runder Vorderkante kann für den gesamten Anstellwinkelbereich nur mit höherwertigen CFD-Verfahren, wie z.B. RANS-Verfahren erzielt werden. Die Ablösung an gekrümmten Flächen lässt sich nur durch die Berücksichtigung der Reibung an der Wand berechnen.

Bild 2 zeigt die CFD Lösung einer Rechnung um einen Deltaflügel mit 65° Vorderkantengepfeilung. Dargestellt sind die Stromlinien ausgehend von der Vorderkante sehr nahe an der

Wand. Das Bild soll beispielhaft den Unterschied der Wirbeltopologie an einer scharfen (links) im Vergleich zu einer runden Vorderkante (rechts) verdeutlichen. Für den Fall der scharfen Vorderkante bildet sich ein Primärwirbel, dessen Ablöselinie an der Vorderkante fixiert ist. Für den Fall einer runden Vorderkante wird die Vorderkante im vorderen Bereich umströmt und es bildet sich erst weiter stromabwärts ein äußerer Primärwirbel. In diesem Beispiel bildet sich zusätzlich auch noch ein innerer gleichsinnig drehender schwacher Wirbel. Im Unterschied zu der Konfiguration mit scharfer Vorderkante ist die Wirbeltopologie für die runde Vorderkante nicht nur abhängig vom Anstellwinkel, sondern auch von der Mach- und der Reynoldszahl sowie von der Kontur der runden Vorderkante.

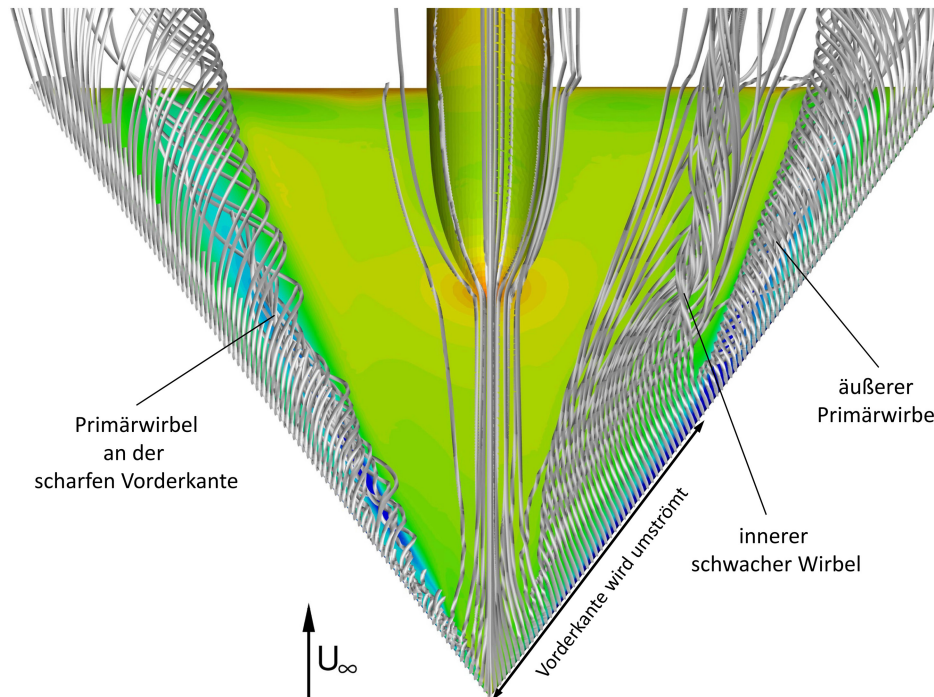


Bild 2: Ergebnis der numerischen Berechnung an einem Deltaflügel mit scharfer (links) und runder Vorderkante (rechts). Dargestellt sind Stromlinien im Feld ausgehend von der Flügel Nase in der $z=0$ Ebene.

1.1 Neuere Forschungsprogramme an Pfeilflügeln mit runder Vorderkante

In der Literatur findet man eine Reihe von Arbeiten, die sich mit der Untersuchung der Aerodynamik und Strömungsphysik von Deltaflügeln mit runder Vorderkante befassen. Der Verfasser der vorliegenden Arbeit war zum Teil an den im Folgenden aufgeführten Programmen im Rahmen von numerischen Untersuchungen beteiligt. Die Ergebnisse dienen als Vorstudien für die in dieser Arbeit untersuchten Pfeilflügel und werden im Abschnitt 3 ausführlicher dargestellt.

Im Rahmen der NATO RTO/AVT-113 Forschungsgruppe zum Thema „Understanding and Modeling Vortical Flows to Improve the Technology Readiness Level for Military Aircraft“ wurde das „Second International Vortex Flow Experiment“ (VFE-2) etabliert. Die Ziele und Inhalte des VFE-2 sind ausführlich in den Arbeiten von Hummel und Redeker [2] sowie

Hummel [3, 4] dokumentiert. Bei der VFE-2 Konfiguration handelt es sich um einen Deltaflügel mit austauschbaren scharfen und unterschiedlich runden Vorderkanten und einer Vorderkantenpfeilung von 65° . Der Schwerpunkt der Forschungsgruppe lag dabei in der experimentellen und numerischen Identifizierung der strömungsphysikalischen Phänomene an der Konfiguration mit mittlerer, runder Vorderkante. Die Grundlage der Untersuchungen war das von der NASA zur Verfügung gestellte Windkanalmodell sowie umfangreiche Messungen an einer skalierten Modellkonfiguration, siehe Chu und Luckring [5]. Die Ergebnisse des VFE-2 wurden 2008 auf der AIAA Konferenz in Reno vorgestellt. Es wurden umfangreiche, experimentelle Untersuchungen für die Erstellung einer Datenbasis zur Validierung von CFD-Verfahren durchgeführt. Es sei darauf hingewiesen, dass nur durch eine gemeinsame Analyse und Bewertung der Ergebnisse aus dem Experiment und den numerischen Rechnungen ein vollständiges Bild der Strömungsphysik ergibt. Die experimentellen Ergebnisse zu Druckverteilungsmessungen sind bei LeRoy et al. [6], Furman und Breitsamter [7] sowie Coton et al. [8] dokumentiert. Darüber hinaus wurden PIV Messungen für die Analyse der Strömungsverhältnisse im Feld durchgeführt, die bei Konrath et al. [9] ausführlich beschrieben sind. Eine Zusammenfassung der Ergebnisse wird bei Luckring [10] diskutiert.

Die Ergebnisse der numerischen Untersuchungen sind ebenfalls ausführlich in den Veröffentlichungen von Fritz [11], Schiavatta et al. [12], Cummings und Schütte [13], Crippa und Rizzi [14] und Gürdamar et al. [15] dargestellt. Eine Zusammenfassung und Analyse über das Gesamtbild der numerischen Ergebnisse wird von Fritz und Cummings [16] gegeben. Die numerischen Ergebnisse mit dem DLR-Verfahren TAU sind vom Verfasser in der Veröffentlichung von Schütte und Lüdeke [17] zusammengefasst. Das Ergebnis des VFE-2 war das Verständnis der komplexen Wirbelströmung an einem Deltaflügel mit runder Vorderkante. Dieses wurde mit Hilfe einer gleichzeitigen Analyse und Bewertung von experimenteller und numerischer Simulation erzielt. Die numerischen Verfahren waren in der Lage die Strömungsphysik qualitativ und zum Teil auch quantitativ vorherzusagen. Neben der Vorhersage der grundlegenden Wirbeltopologie konnte auch gezeigt werden wie sich die Wirbeltopologie durch Variation der Zuströmbedingungen (α , Ma_∞) ändert. Im VFE-2 konnte nicht abschließend geklärt werden wie der genaue Mechanismus der Wirbelbildung an der runden Vorderkante von statten geht. Dieses war Motivation und Inhalt der AVT-183 Forschungsgruppe, auf die später eingegangen wird. Eine ausführlichere Beschreibung der im VFE-2 erzielten Erkenntnisse mit dem TAU-Verfahren ist im Abschnitt 3 gegeben.

Im Rahmen DLR interner Projekte sowie in Kooperation mit der NATO RTO/AVT-161 Forschungsgruppe wurden zwei weitere Deltaflügelkonfigurationen mit runder bzw. geometrisch variabler Vorderkantenkontur umfassend behandelt. Die erste Konfiguration war die X-31. Die X-31 wurde sowohl im Windkanal bei subsonischen Machzahlen experimentell untersucht, als auch parallel dazu mit Hilfe von RANS-Verfahren nachgerechnet. Die experimentellen Ergebnisse sind bei Rein et al. [18] dokumentiert. Die numerischen Ergebnisse mit dem TAU-Verfahren sind ausführlich vom Verfasser in Schütte et al. [19–21] beschrieben. Eine genauere Betrachtung findet in Abschnitt 3 statt. Es konnte gezeigt werden, dass mit Hilfe des Verfahrens TAU die komplexe wirbeldominierte Strömung an realen militärischen Konfigurationen mit gepfeilten Flügeln und runder Vorderkante qualitativ gut vorhergesagt werden kann. Im Rahmen von RTO wurden weitere ausführliche experimentelle und numerische Untersuchungen sowie Vergleiche durchgeführt, die vom Verfasser in Schütte et al. [22, 23] sowie bei Boelens [24] und Jirasek [25] beschrieben sind.

Als zweite Konfiguration wurde in einem internen DLR Projekt, in Kooperation mit der RTO/AVT-161 Forschungsgruppe, eine generische UCAV Konfiguration mit der Be-

zeichnung SACCON entworfen. Die SACCON Konfiguration ("Stability And Control CONfiguration") ist eine Nurflügelkonfiguration mit einer Flügelvorderkantenpfeilung von 53° . Die SACCON Konfiguration wurde experimentell und numerisch sowohl bei subsonischen als auch bei transsonischen Zuströmbedingungen untersucht. Die experimentellen Ergebnisse sind ausführlich in den Veröffentlichungen von Loeser et al. [26] sowie bei Vicroy und Löser [27] dokumentiert. Die Ergebnisse zu Strömungsfeldmessungen mittels PIV sind in Veröffentlichungen von Konrath et al. [28] und Gilliot [29] zusammengefasst.

Die numerischen Ergebnisse und die Analysen der Strömungsphysik der SACCON Konfiguration sind in einer Reihe von Arbeiten veröffentlicht worden. Beiträge unter Anwendung höherwertiger CFD-Verfahren liefern in diesem Zusammenhang Veröffentlichungen von Frink [30], Vallespin et al. [31], Tormalm und Schmidt [32], Le Roy und Morgand [33] sowie Cummings et al. [34]. Die numerischen Ergebnisse mit dem TAU-Verfahren sowie die detaillierte Analyse der Strömungsphysik wurden vom Verfasser in Schütte et al. [35] diskutiert und dokumentiert. Auch auf die numerischen Ergebnisse zur Analyse der Strömungsphysik und die Ergebnisse der Verfahrensvalidierung des TAU-Verfahren für die SACCON Konfiguration wird im Abschnitt 3 näher eingegangen. Weitere numerische Ergebnisse über das aerodynamische Verhalten bei kompressiblen Zuströmbedingungen werden bei Huber et al. [36], Zipmer und Rein [37] sowie Zipmer und Hummel [38] beschrieben. Das Ergebnis der AVT-161 Forschungsgruppe war die detaillierte Analyse der Strömungsphysik an einem gepfeilten Nurflügler mit variabler Vorderkantenkontur. Mit Hilfe von experimenteller und numerischer Analyse konnten die komplexe Strömungsphysik sowie ihr Einfluss auf das Stabilitäts- und Steuerungsverhalten beschrieben werden. Die numerischen Verfahren waren in der Lage, die hoch sensitive Aerodynamik qualitativ vorherzusagen. Die Arbeiten haben aber auch gezeigt, dass der Verlauf der Vorderkantenkontur der maßgebliche Treiber der Strömungsphysik und des aerodynamischen Verhaltens ist. Die Frage, wie sich die Strömungsphysik und damit das aerodynamische Verhalten darstellt, wenn sich die Vorderkantenkontur ändert, wurde bisher nicht betrachtet.

In einem anschließenden internen DLR Projekt wurden die Arbeiten zu der SACCON Konfiguration erweitert. Der Schwerpunkt lag in der Vorhersage des Stabilitäts- und Steuerungsverhaltens. Die DLR Arbeiten waren wieder eng mit einer NATO/STO Forschungsgruppe gekoppelt. Bei AVT-201 wurde die SACCON Konfiguration mit Steuerflächen ausgestattet und ein weiteres Windkanalmodell auf Basis der SACCON Geometrie mit diversen Steuerflächen entworfen. Darüber hinaus wurden Messungen bei kompressibler und transsonischer Zuströmung mit einem weiteren Windkanalmodell auf Basis der SACCON Geometrie durchgeführt. Die umfangreichen Windkanalergebnisse bei inkompressibler Zuströmung werden in den Veröffentlichungen von Huber et al. [39] und Vicroy et al. [40] diskutiert. Die Ergebnisse der Hochgeschwindigkeitsmessungen sind ausführlich bei Rein et al. [41] beschrieben und diskutiert. Des Weiteren wurden eine Vielzahl von numerischen Berechnungen mit diversen unterschiedlichen CFD-Verfahren bereitgestellt. Ziel der gemeinsamen Analyse und Bewertung von experimenteller und numerischer Simulation war, die Bestimmung der Vorhersagefähigkeit des aerodynamischen Stabilitäts- und Steuerungsverhaltens mit Hilfe von CFD-Verfahren sicherzustellen. Die numerischen Ergebnisse sind u.a. bei Frink [42], Hitzel und Zipmer, [43], Kennett et al. [44], Lofthouse et al. [45] und Jirasek et al. [46] nachzulesen. Die Ergebnisse mit dem TAU-Verfahren sind vom Verfasser in Schütte et al. [47] dokumentiert.

Für sämtliche in diesem Abschnitt beschriebenen Konfigurationen bestand das Problem, dass die wirbeldominierte Strömungstopologie über dem Flügel qualitativ gut, jedoch quantitativ nur zum Teil korrekt mit den zur Verfügung stehenden CFD-Verfahren vorhergesagt

werden kann. Darüber hinaus war der Mechanismus der Wirbelströmung an der runden Vorderkante nicht vollständig verstanden. Aus diesem Grund wurde die NATO/STO Forschungsgruppe AVT-183 mit dem Titel „Reliable Prediction of Separated Flow Onset and Progression for Air and Sea Vehicles“ etabliert. Das Ergebnis von AVT-183 ist ein genaueres Verständnis über das Ablöseverhalten der Strömung an runden Vorderkanten und welche strömungsphysikalischen Parameter maßgeblich für eine korrekte Wiedergabe der Ablösephysik sind. Es konnte die Strömungsphysik der Wirbelentstehung an der runden Vorderkante eines Deltaflügel beschrieben werden und damit der Mechanismus dokumentiert werden, wie sich eine zunächst anliegende Strömung zu einer abgelösten Wirbelströmung an der Vorderkante entwickelt. Mit den Ergebnissen aus der AVT-183 Forschungsgruppe besteht jetzt auch ein neues Verständnis über die Mechanismen der Wirbelströmung am VFE-2 Deltaflügel. Die Ergebnisse können weiterhin zur Verbesserung von Turbulenzmodellen in CFD-Verfahren herangezogen werden. Die experimentellen und numerischen Ergebnisse wurden u.a. von Boelens et al. [48, 49], Hövelmann et al. [50, 51], Hitzel et al. [52] und Frink [53] publiziert. In AVT-183 wurden nur einzelne ausgewählte Zuströmbedingungen an einem 53° Deltaflügel mit runder Vorderkante betrachtet. Es ist bisher noch nicht geklärt, wie sich die Strömungsphysik an der runden Vorderkante bei einer Variation der Vorderkantenkontur, des Pfeilwinkels oder den Zuströmbedingungen ändert.

1.2 Motivation und Zielsetzung

Die Strömungsphysik um Deltaflügel mit scharfer Vorderkante ist weitestgehend verstanden und umfangreich in der Literatur beschrieben. Betrachtet man dagegen Deltaflügel und Flügel mit großem Pfeilwinkel mit runder Vorderkante, so gibt es eine Reihe von Fragestellungen, die noch nicht vollständig geklärt sind.

Im VFE-2 als auch in der Forschungsgruppe AVT-183 wurde die Wirbelentstehung an einem Deltaflügel mit runder Vorderkante untersucht. Es konnte gezeigt werden, dass die Entstehung und die Lage des Wirbels über dem Flügel vom Anstellwinkel und von den Zuströmbedingungen wie der Mach- und der Reynoldszahl abhängig sind. Es konnte der Mechanismus der Wirbelbildung an der runden Vorderkante geklärt werden, siehe Frink [42]. Weiterhin konnte gezeigt werden, dass mit Hilfe des TAU-Verfahren die Strömungsphysik qualitativ und zum Teil auch quantitativ vorhergesagt werden kann. Letzteres gilt auch für die Untersuchungen an der bereits erwähnten X-31 Konfiguration. Bisher ungeklärte Fragen sind, wie sich der von Frink [42] beschriebene Mechanismus der Wirbelbildung an der runden Vorderkante bei Änderungen des Vorderkantennasenradius (r_N), des Pfeilwinkels (φ) und den Zuströmbedingungen (Ma_∞ , Re_∞) verhält.

In AVT-161 wurde die komplexe Strömungsphysik an der gepfeilten Nurflügelkonfiguration SACCON erfolgreich analysiert und mit Hilfe des Verfahrens TAU sehr gut wiedergegeben. Die SACCON Konfiguration hat eine längs der Spannweite variable Vorderkantenkontur und die Wirbeltopologie über dem Flügel wird maßgeblich von der Kontur der Vorderkante bestimmt. Um den Einfluss des Verlaufs der Vorderkantenkontur zu verstehen, ist eine Entflechtung der strömungsphysikalischen Effekte notwendig, die sich aufgrund des komplexen Konturverlaufs ergeben. Die Untersuchungen sollten sämtliche geometrischen Konturverläufe beinhalten (Radius längs Spannweite abnehmend, gleichbleibend und zunehmend), um so ein Verständnis für den Einfluss der Vorderkantengeometrie auf die Strömungsphysik und das resultierende aerodynamische Verhalten zu erhalten.

In der vorliegenden Arbeit soll an Hand von numerischen Analysen gezeigt werden, welche strömungsphysikalischen Phänomene bzw. Parameter ursächlich für die Ausbildung spezifischer Wirbeltopologien an Flügeln mit runder Vorderkante verantwortlich sind. Ziel ist es zu zeigen, wie sich der bei Frink [53] beschriebene Mechanismus der Wirbelbildung verhält, wenn sich die Kontur an der Vorderkante verändert. Es soll dokumentiert werden, bei welchen Zuströmbedingungen die Wirbelbildung an der Vorderkante entsteht und wie diese sich mit der Variation des Anstellwinkels α , der Vorderkantenkontur r_N , des Pfeilwinkel φ und der Zuströmmachzahl ändert.

Mit den erzielten Ergebnissen lassen sich als Erstes Sensitivitäten ableiten, wie sich der Mechanismus der Wirbelbildung in Abhängigkeit der genannten Größen verhält. Des Weiteren ist man dann in der Lage, das Ablöseverhalten und die Wirbelbildung an der Vorderkante systematisch für unterschiedliche Nasenradien und Radienverläufe entlang der Spannweite getrennt zu analysieren und zu bestimmen. Dieses führt zu einem erweiterten Verständnis über die Strömungsphysik und die aerodynamischen Eigenschaften der SACCON Konfiguration. Darüber hinaus soll gezeigt werden, welchen Einfluss die Wirbelbildung und die Wirbeltopologie auf das aerodynamische Verhalten besitzt. Das Ergebnis soll einen Beitrag dazu leisten, welche Änderungen an einem Entwurf notwendig sind (wie z.B. an der SACCON Konfiguration), um die nichtlinearen aerodynamischen Eigenschaften zu reduzieren oder zu beseitigen.

Sämtliche Ergebnisse der Sensitivitätsstudien über den Einfluss der geometrischen und

strömungsphysikalischen Parameter auf die Wirbelströmung und das aerodynamische Verhalten, sollen zu Entwurfsregeln zusammengefasst werden. Diese können dann für die Festlegung eines ersten oder die Änderung eines bestehenden Entwurfs herangezogen werden. Die Entwurfsregeln geben eine Antwort darauf, wie die Zuströmbedingungen oder die Geometrie anzupassen sind, um eine gewünschte Änderung in der Strömungstopologie und in dem aerodynamischen Verhalten zu erzielen.

1.3 Vorgehensweise

Die vorliegende Arbeit teilt sich in drei wesentliche Abschnitte auf. Zunächst soll anhand einer Reihe von Untersuchungen von Konfigurationen mit runder Vorderkante gezeigt werden, dass das CFD-Verfahren TAU für Konfigurationen mit runder Vorderkante und wirbeldominiertem Strömungsfeld validiert ist. Für die X-31, VFE-2 und SACCON Konfiguration liegen umfangreiche Validierungsrechnungen vor. Es wurden darüber hinaus umfangreiche Vergleiche mit experimentellen Daten vorgenommen. Die Ergebnisse dieser Vorstudien sind die Grundlage für eine problemgerechte Generierung der Rechenetze und liefern die Einstellung für die wesentlichen Lösungsparameter des TAU-Verfahrens. Aus den Ergebnissen leitet sich darüber hinaus ein Vertrauensbereich für die qualitative Vorhersagefähigkeit der Wirbeltopologien ab.

Daran anschließend wird mit Hilfe des Verfahrens TAU die Strömung um Pfeilflügel konstanter Streckung berechnet. Geometrisch variiert werden der Vorderkantennasenradius, der spannweite Verlauf des Nasenradius sowie die Flügelpfeilung. Es werden für die genannten geometrischen Parameter Sensitivitätsstudien bei Variation des Anstellwinkels und der Machzahl durchgeführt.

Abschließend soll gezeigt werden, wie das aerodynamische Verhalten durch die Änderung der geometrischen und strömungsphysikalischen Parameter beeinflusst wird. Eine systematische Auswertung sämtlicher Ergebnisse wird dann zu Entwurfsregeln zusammengefasst.

2 Rechenverfahren DLR TAU

Für die numerische Berechnung der Strömung wird in dieser Arbeit das Verfahren DLR-TAU verwendet. Das Verfahren TAU wurde am DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelt [54–57]. Für die in dieser Arbeit durchgeführten Berechnungen wurde die Version TAU-2013.2 [58][59] verwendet. Das Verfahren löst die kompressiblen, drei-dimensionalen, zeitgenauen Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen für kompressible, reibungsbehaftete Strömungen auf der Grundlage eines Finite-Volumen-Verfahrens. Es basiert auf einem hybriden, unstrukturierten Ansatz, wobei strukturierte als auch unstrukturierte hybride Rechennetze verwendet werden können. In der vorliegenden Arbeit wurden unstrukturierte Rechennetze verwendet, bei denen die Körperoberfläche mit Dreiecken diskretisiert, die wandnahe Grenzschicht mit Prismen belegt und das anschließende Strömungsfeld mit Tetraedern aufgelöst wurde. Die so entstandene Diskretisierung des Raums zwischen der Körperoberfläche und der Berandung des Fernfeldes wird als primäres Rechennetz bezeichnet.

Im Verfahren DLR-TAU werden die Gleichungen für die kompressible Strömung in konservativer Form mit Hilfe eines zweiter Ordnung genauen Finite-Volumen-Verfahrens gelöst. Das Verfahren arbeitet mit einer knotenpunktbasierten Metrik unter Nutzung eines dualen Netzansatzes. Das duale Gitter entsteht aus dem primären Rechennetz durch die Bildung von Kontrollvolumen um jeden Netzpunkt. Dabei werden die Flächenschwerpunkte jeder Elementfläche mit den Mittelpunkten jeder Elementseitenkante des primären Gitters miteinander verbunden. Diese Verbindungslinien bilden die Seitenkanten für die Flächen der Kontrollvolumen des dualen Gitters. Die so entstandenen Kontrollvolumen sind unabhängig von dem im primären Gitter verwendeten Zelltyp. Für die räumliche Diskretisierung stehen sowohl ein zentrales als auch unterschiedliche Aufwindschemata zur Verfügung.

Für die in dieser Arbeit erstellten Berechnungen wurde ein skalares Dissipationsschema nach Jameson-Schmidt-Turkel (JST) [60] angewendet. Da es sich bei den Untersuchungen in dieser Arbeit um qualitative Betrachtungen handelt, wird ein skalares Dissipationsschema als ausreichend erachtet. Die Berechnungen wurden mit einem stationären, lokalen als auch mit einem instationären, dualen Zeitschrittverfahren durchgeführt. Letzteres wurde dann angewendet, wenn mit dem stationären Ansatz keine konvergente Lösung erzielt werden konnte (siehe Abschnitt 5.1).

Sämtliche Rechnungen in der vorliegenden Arbeit wurden unter der Annahme eines voll turbulenten Strömungsfeldes durchgeführt. Als Turbulenzmodell wurde eine modifizierte negative Version des Spalart-Allmaras Turbulenzmodell (SA-neg) ausgewählt. Eine genaue Beschreibung des verwendeten Turbulenzmodells ist in Allmaras et al. [61] beschrieben. Die verwendeten Rechennetze sind in Abschnitt 4.2 aufgeführt. Die Parameter für die numerischen Berechnungen sind im Abschnitt 5.1 dokumentiert.

3 Voruntersuchungen

Die Validierung des TAU-Verfahrens ist vom Autor anhand von drei unterschiedlichen Konfigurationen mit gepfeilten Flügeln und runder Vorderkante durchgeführt worden. Die Validierung des Verfahrens beinhaltet das Vorgehen zur Erstellung angepasster Rechennetze, die Auswahl der verwendeten numerischen Parameter, die Wahl des Turbulenzmodells sowie den Nachweis, dass das Verfahren einen hohen Vertrauensbereich hinsichtlich der erzielten Rechenergebnisse besitzt. Der Nachweis wird durch den Vergleich der numerischen Ergebnisse mit dem Experiment erzielt. Die numerischen Ergebnisse wurden vom Autor bereits in den folgenden Veröffentlichungen publiziert: Schütte und Lüdeke [17] zur VFE-2 Konfiguration, für die X-31 Konfiguration von Schütte et al. in [21][23] sowie für die SACCON-Konfiguration bei Schütte et al. [35].

Die drei Konfigurationen besitzen, wie die in dieser Arbeit untersuchten gepfeilten Flügel, eine runde Vorderkantenkontur. Die Flügelgrundrisse decken einen vergleichbaren Pfeilwinkelbereich von $\varphi=45^\circ$ - 65° ab. Es wurde dasselbe Spalart-Allmaras Turbulenzmodell verwendet und auch die Zuströmbedingungen werden von den Validierungsrechnungen abgedeckt.

Die Veröffentlichungen sind Teil dieser Arbeit und bilden die Grundlage für die durchgeführten numerischen Untersuchungen. Im Folgenden werden die Validierungsergebnisse für die drei genannten Konfiguration näher erläutert.

Darüber hinaus geht aus den Voruntersuchungen hervor, dass eine Vielzahl von Abhängigkeiten bestehen, welchen Effekt geometrische und strömungsphysikalische Parameter auf die Strömungstopologie besitzen. Diese Effekte sind bisher nicht im Einzelnen untersucht worden und liefern einen Beitrag für die Motivation der vorliegenden Arbeit.

3.1 VFE-2 Deltaflügel

Die erste hier diskutierte Konfiguration ist ein Deltaflügel mit 65° Vorderkantenpfeilung und einer runden Vorderkante aus dem „Vortex Flow Experiment 2“. Der Nasenradius des in **Bild 3** dargestellten VFE-2 Deltaflügels ist über der Spannweite konstant. Im Rahmen des VFE-2 Projekts innerhalb der NATO RTO/AVT Forschungsgruppe AVT-113 wurden umfangreiche experimentelle und numerische Untersuchungen an der VFE-2 Konfiguration vorgenommen. Die Windkanalexperimente wurden u.a. im Transsonischen Windkanal Göttingen (DNW-TWG) von Konrath et al. [9] durchgeführt und darüber hinaus gibt es umfangreiche Messungen von der NASA, die bei Luckring [10][62] dokumentiert sind. Das Projekt hatte das Ziel, ein erweitertes Verständnis der Strömungsphysik an Deltaflügelkonfigurationen mit runder Vorderkante zu bekommen. Des Weiteren sollte festgestellt werden, inwieweit numerische Verfahren qualitativ und quantitativ in der Lage sind, die wirbeldominierte Strömungsphysik und die aerodynamischen Effekte korrekt wiederzugeben. Im Rahmen der Forschungsgruppe wurden vom Autor umfangreiche Validierungsrechnungen

mit dem DLR Verfahren TAU durchgeführt.

In den **Bildern 4** und **5** ist die Topologie des verwendeten Rechnernetzes dargestellt. Wie in Bild 4 zu sehen wurde eine Halbmodellkonfiguration gerechnet, da nur symmetrische Zuströmbedingungen untersucht wurden. Bild 5 zeigt den topologischen Aufbau ausgehend von der Körperoberfläche in einem Schnitt durch das Rechnernetz. In rot ist die Prismenschicht zur Auflösung der wandnahen Strömung dargestellt, in blau die Tetraeder, die das restliche Strömungsfeld diskretisieren. Das Rechnernetz ist mit zwei zylinderförmigen Bereichen von der Flügelspitze bis zur Flügelhinterkante verfeinert, um eine hinreichend gute Auflösung der Wirbelströmung über dem Flügel zu gewährleisten. Die Verfeinerung zeigt sich im Schnitt in Bild 5 durch zwei kreisförmig überlagerte Bereiche über dem Flügel.

Bild 6 zeigt das Ergebnis einer Rechnung mit dem TAU-Verfahren am VFE-2 Deltaflügel. Auf der linken Seite ist die berechnete Druckverteilung auf der Oberseite des Flügels, auf der rechten Flügelseite das Ergebnis einer Messung der Oberflächendruckverteilung mittels einer drucksensitiven Farbe (PSP - Pressure Sensitive Paint) dargestellt. Rechnung und Messung zeigen das Ergebnis bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 13,3^\circ$, einer Machzahl von $Ma_\infty = 0,4$ und einer Reynoldszahl von $Re_\infty = 3\text{Mio}$. Für die CFD-Rechnung fand das Spalart-Allmaras Turbulenzmodells Anwendung [17]. Charakteristisch für die Druckverteilung auf der Oberseite sind zwei Unterdruckgebiete, deren Ursache im nächsten Absatz erläutert wird. Der Vergleich zwischen Rechnung und Experiment zeigt eine sehr gute qualitative Übereinstimmung des CFD-Ergebnisses mit dem Experiment.

Die strömungsphysikalische Ursache für die beiden Unterdruckgebiete ist in den **Bildern 7** und **8** zu sehen. Das Ergebnis der CFD-Rechnung in Bild 7 zeigt die Oberflächendruckverteilung und die Wandstromlinien auf der Flügeloberseite. In Bild 8 sind die Oberflächendruckverteilung und die Stromlinien im Feld, ausgehend von einer Ebene $z = 0$ nahe der Flügelvorderkante, dargestellt. Beide Bilder zeigen die charakteristische Wirbeltopologie, die bei dieser Konfiguration bei mittlerem Zuströmwinkel um $\alpha = 13^\circ$ auftritt. Die Strömung an der Vorderkante ist im Bereich der Nase zunächst anliegend. Weiter stromabwärts führt eine druckinduzierte Ablösung dazu, dass sich ein innerer schwacher Wirbel ausbildet. Weiter stromabwärts entsteht ein zweiter stärkerer äußerer Primärwirbel, dessen Ursprung an der Vorderkante vom Anstellwinkel sowie von der Mach- und Reynoldszahl abhängig ist.

In den **Bildern 9** und **10** ist der quantitative Vergleich der numerischen Ergebnisse mit dem DLR Verfahren TAU im Vergleich zum Experiment dargestellt. Die Bilder zeigen, dass die Strömungstopologie des Zweiwirbelsystems auf der Oberseite des Deltaflügels sehr gut mit Hilfe des Verfahrens TAU vorhergesagt werden kann. Es ist weiterhin festzustellen, dass auch quantitativ die Strömungsphysik zum Teil sehr gut wiedergegeben wird. Sowohl die Saugspitzen an der Vorderkante in den Schnitten $x/c_{ref} = 0,2$ und $0,4$ als auch die Druckspur des äußeren Primärwirbels, repräsentiert durch die Saugspitzen in den Schnitten $x/c_{ref} = 0,6$ und $0,8$ bei $y = 0,9$ und $0,85$, stimmen quantitativ gut miteinander überein. Defizite gibt es jedoch vor allem in der Vorhersage des schwachen inneren Wirbels, wie in der Druckverteilung in den Schnitten $x/c_{ref} = 0,4$ und $0,6$ bei $y = 0,6$ und $0,7$ zu sehen ist. Die Saugspitzen werden zu schwach vorhergesagt und damit die Stärke des Wirbels. Eine ausführliche Beschreibung sowie die Vorhersage der Strömungsphysik mit Hilfe des DLR Verfahrens TAU, ist u.a. bei Schütte und Lüdeke [17] nachzulesen.

3.2 X-31 Experimentalflugzeug

Die X-31 Konfiguration ist eine kampfflugzeugähnliche Flugzeugkonfiguration mit einem Doppeldeltaflügel und runden Vorderkanten. Der Doppeldeltaflügel besitzt eine Vorderkantenpfeilung von $\varphi = 53^\circ$ am Innenflügel und eine von $\varphi = 45^\circ$ am Außenflügel. Im DLR internen Projekt SikMa und später auch in der NATO RTO Forschungsgruppe AVT-161 wurde das Windkanalmodell der X-31 Konfiguration umfangreich im Windkanal untersucht. Die experimentellen Daten wurden zur Validierung des DLR Verfahrens TAU genutzt.

Die Experimente wurden im DNW-NWB der Deutsch-Niederländischen Windkanäle in Braunschweig durchgeführt [18]. Eine der zwei Modellkonfigurationen ist in **Bild 11** dargestellt. Umfangreiche Validierungsrechnungen mit dem DLR Verfahren TAU haben ergeben, dass das Spalart-Allmaras Turbulenzmodell sowohl qualitativ als auch quantitativ gute Ergebnisse für Anstellwinkel α von 0° - 14° liefert [21].

Bild 12 zeigt die Topologie des verwendeten hybriden Rechnetzes. Wie schon beim VFE-2 Deltaflügel, ist auch hier der Bereich der Tetraeder im Raum über dem Flügel verfeinert, um die Wirbelströmung über dem Flügel hinreichend gut aufzulösen [23].

In **Bild 13** ist das komplexe Wirbelsystem über der X-31 Konfiguration dargestellt. Wie man sieht, gibt es ausgehend vom Canard einen Wirbel, der nicht direkt mit der Strömung über dem Flügel interagiert. Auf dem Flügel gibt es einen inneren Flügelwirbel und ein Wirbelpaar ausgehend von den Vorderkantenklappen am Innen- und Außenflügel. Zusätzlich wird die Wirbeltopologie und das aerodynamische Verhalten auch noch durch einen Vorflügel (Strake) beeinflusst. Dieser ist vor dem inneren Hauptflügel am Rumpf platziert. Der sogenannte Flügelstrakewirbel sorgt dafür, dass die ablösegefährdete Strömung zwischen Flügel und Rumpf stabilisiert wird. In Abhängigkeit der Zuströmbedingungen koexistieren diese Wirbel nebeneinander oder interagieren bei höheren Anstellwinkeln miteinander.

Bild 14 zeigt den Vergleich der CFD-Rechnung mit dem TAU-Verfahren bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 14^\circ$. Dargestellt ist der Vergleich der Druckverteilungen an zwei Positionen auf der Oberseite des Flügels. Die Zuströmmachzahl ist in diesem Fall $Ma = 0,2$ und die Reynoldszahl $Re = 2\text{Mio.}$ Man sieht, dass die Saugspitzen der drei Wirbel über dem Flügel in den beiden Schnitten bei $x/c_r = 0,6$ und $0,7$ sehr gut von der CFD Rechnung wiedergegeben werden. Das Ergebnis zeigt, dass sowohl qualitativ als auch quantitativ die komplexe Strömungsphysik über dem X-31 Flügel vorhergesagt werden kann. Eine ausführliche Beschreibung der Analyse der Strömungsphysik sowie die Vorhersage unter Verwendung des DLR Verfahrens TAU ist bei Schütte et al. [19][20][21] und insbesondere bei Schütte und Boelens et al. [23] nachzulesen.

3.3 Generische Nurflügelkonfiguration SACCON

Die dritte Konfiguration, die in diesem Abschnitt diskutiert werden soll, ist eine generische UCAV-Konfiguration. Die Geometrie basiert auf einem Entwurf, der im Rahmen der STO/AVT Forschungsgruppe 161 entstanden ist. Aufbauend auf der sogenannten SACCON (Stability And Control Configuration) Geometrie wurden eine Reihe von Windkanalmodellen gebaut und in verschiedenen Windkanälen vermessen. Das in **Bild 15** gezeigte DLR-F17/SACCON Windkanalmodell wurde von der NASA in Kooperation mit dem DLR erstellt. Das Modell wurde sowohl bei der NASA als auch im DLR vermessen [26][27]. Ein weiteres vom DLR gebautes und im Windkanal vermessenes Windkanalmodell ist das

DLR-F19 Modell, das auf derselben SACCON Geometrie basiert, aber zusätzlich mit Steuerflächen an der Flügelhinterkante ausgerüstet werden kann [36][39][40].

Beim SACCON handelt es sich um eine generische, hoch gepfeilte Nurflügelkonfiguration. In **Bild 16** ist der Grundriss der SACCON Konfiguration dargestellt. Die Konfiguration besitzt eine Vorderkantenpfeilung von $\varphi = 53^\circ$. Die Geometrie der Vorderkante ist über der Spannweite variabel. Der Verlauf des Vorderkantennasenradius und der Verwindung ist in **Bild 17** aufgetragen. Für die weitere Diskussion der Ergebnisse ist zu beachten, dass der vorderste Punkt der Konfiguration im Folgenden als „Flügel-Apex“ und die Nase des äußeren Profilschnittes als „Flügelspitze“ bezeichnet wird. Am Flügel-Apex ist die Vorderkante zunächst scharfkantig und der Nasenradius steigt dann entlang der Vorderkante bis zu einem Maximum bei ca. $y = 200\text{mm}$ an. Der Vorderkantenradius nimmt danach wieder gleichmäßig bis zur Flügelspitze ab. Bild 16 zeigt die Referenzgrößen für zwei Windkanalmodelle, die von der SACCON Geometrie abgeleitet wurden. Das DLR-F17 Windkanalmodell ohne Steuerflächen sowie das DLR-F19 Modell, welches Steuerflächen im Bereich der Hinterkante des Flügels mit einer Scharnierlinie bei $0,75 \cdot c_{ref}$ besitzt. Die Bezugslänge für das Nickmoment ist die Flügelinnentiefe c_{ref} und der Momentenbezugspunkt (MBP) liegt bei $0,6\text{m}$ ($0,57 \cdot c_{ref}$).

In **Bild 18** ist die Topologie des verwendeten hybriden Rechnetzes zu sehen. Das Bild zeigt die triangulierte Oberfläche der Konfiguration inklusive der Bauchstielaufhängung. Wie schon in den Beispielen zuvor wurde auch hier ein symmetrisches Netz verwendet, da zunächst nur symmetrische Zuströmbedingungen untersucht wurden. In rot ist die grenschichtauflösende Prismenschicht dargestellt und in grün ein Ausschnitt des Tetraedernetzes im Raum. Auch hier ist der Bereich der Tetraeder im Raum in einem Bereich oberhalb des Flügels verfeinert, um die Wirbelströmung im Feld gut aufzulösen.

Wenn man sich die erzielten numerischen Ergebnisse mit dem Verfahren TAU in **Bild 19** ansieht, so stellt man fest, dass der charakteristische Verlauf der integralen aerodynamischen Beiwerte des Auftriebs, des Widerstands und des Nickmoments sehr gut wiedergegeben werden. Man stellt lediglich fest, dass der nichtlineare Verlauf des Nickmoments im Bereich zwischen $\alpha = 15^\circ$ und $\alpha = 19^\circ$ quantitativ nicht in Übereinstimmung mit der Messung wiedergegeben wird. Der Momentenbezugspunkt (MBP) liegt sehr nahe am Druckpunkt und führt zu einem sehr sensitiven Verhalten des Nickmoments. Unter diesem Gesichtspunkt ist das Ergebnis als sehr gut zu bewerten.

In **Bild 20** ist die numerisch berechnete Wirbeltopologie über dem Flügel vor und hinter dem Knick im Verlauf des Nickmomentes darstellt. Die Änderung der Wirbeltopologie erklärt die Ursache des nichtlinearen Verhaltens im Nickmoment. Das Bild zeigt die Wirbeltopologie bei den Anstellwinkeln $\alpha = 17^\circ$ und $\alpha = 19^\circ$. Bei $\alpha = 17^\circ$ ist das Wirbelsystem am Flügel-Apex („Apex vortex“) und an der Flügelspitze („Tip vortex“) durch ein Gebiet anliegender Strömung getrennt. Bei $\alpha = 19^\circ$ ist das Gebiet anliegender Strömung verschwunden. Der Wirbel an der Flügelspitze hat sich stromauf entlang der Vorderkante in Richtung Flügel-Apex verschoben und sich zu einem großen starken Wirbel entwickelt. Dieser Wirbel beeinflusst einen Großteil der Strömung auf der Flügeloberseite. Die Art und Weise, wie sich der Flügelspitzenwirbel entwickelt und stromaufwärts verschiebt, ist ursächlich für den charakteristischen Verlauf des Nickmoments in Abhängigkeit vom Anstellwinkel. Es sei hier auf die späteren Ergebnisse in Abschnitt 5.4 hingewiesen.

In den **Bildern 21 bis 24** sind die numerisch berechneten Druckverteilungen an fünf unterschiedlichen Schnitten quer zur Strömungsrichtung auf der Ober- und Unterseite des Modells im Vergleich zum Experiment aufgetragen [35]. Man kann feststellen, dass die nu-

merische Ergebnisse sehr gut mit dem Experiment übereinstimmen. Betrachtet man die mit dem TAU-Verfahren vorhergesagte Druckverteilung im Detail, sieht man nur sehr geringe Abweichungen im Vergleich zum Experiment [26].

Bild 25 zeigt nochmals den experimentell gemessenen Nickmomentenverlauf über dem Anstellwinkel. In dieser Darstellung sind die unterschiedlichen Wirbeltopologien, die sich in Abhängigkeit vom Anstellwinkel einstellen und ursächlich für den Nickmomentenverlauf sind, dokumentiert. Der Bereich 1 stellt dabei den Anstellwinkelbereich vor dem Knick dar und der Bereich 2 den dahinter. In den **Bildern 26, 27 und 28** sind die entsprechenden berechneten Ergebnisse der strömungsphysikalischen Analyse für ausgewählte Anstellwinkel dargestellt [35]. Die Ergebnisse für $\alpha = 15^\circ$ und 17° beschreiben die Situation vor dem Knick und das Ergebnis für $\alpha = 19^\circ$ die Situation nach dem Knick in der Nickmomentenkurve. Gezeigt sind neben der Oberflächendruckverteilung und den Wandstromlinien auch die Interpretation der Wirbeltopologie an ausgewählten Schnitten. Es soll darauf hingewiesen werden, dass sich die Anstellwinkel der TAU-Rechnungen auf das Bild 19 beziehen. In den Rechnungen ist der Knick in der Nickmomentenkurve zu etwas höheren Anstellwinkeln verschoben. Der Bereich 1 und 2 in Bild 26 bezieht sich jeweils auf die experimentellen Ergebnisse. Maßgeblich ist somit nicht der absolute Anstellwinkel, sondern die relative Lage des Knicks für die Interpretation der Strömungsphysik und deren Wirkung auf das Nickmomentenverhalten.

In Bild 26 und Bild 27 sieht man, dass für Anstellwinkel von $\alpha = 15^\circ$ und $\alpha = 17^\circ$ immer noch ein Gebiet anliegender Strömung zwischen dem Wirbel am Flügel-Apex und der Flügelspitze existiert. Die Ablösung der zunächst anliegenden Strömung auf der Oberseite des Flügels führt zu einem dritten sogenannten Dickenwirbel („Thickness vortex“). Im Unterschied zu $\alpha = 15^\circ$ hat sich der Ursprung des Flügelspitzenwirbels entlang der Vorderkante nach vorne in Richtung Flügel-Apex verschoben. Man kann feststellen, dass der Bereich der anliegenden Strömung mit steigendem Anstellwinkel schmaler wird. In Bild 28 wird die Strömungsphysik im Bereich 2 hinter dem Knick beschrieben. Bei $\alpha = 19^\circ$ ist der Bereich anliegender Strömung schlussendlich verschwunden und damit auch der Dickenwirbel. Wie schon zuvor beschrieben, ist der Wirbel an der Flügelspitze stromaufwärts gewandert. Er hat sich zu einem großen starken Wirbel entwickelt und wird im Weiteren als äußerer Wirbel („Outer vortex“) neben dem weiter innen positionierten Apex-Wirbel bezeichnet. Die Verschiebung des Flügelspitzenwirbels in Richtung Flügel-Apex und die damit verbundene Änderung der Lastverteilung vor und hinter dem MBP führt zu dem Knick im Verlauf des Nickmoments. Der niedrigste Wert im Bereich des Knicks wird bei dem Anstellwinkel erreicht, an dem der äußere Wirbel hinter dem MBP die höchsten Unterdrücke induziert.

Aus den Bildern 26 bis 28 kann man schlussendlich die **Bilder 29 und 30** ableiten. In den Bildern ist die Lage der projizierten Wirbelachsen auf der Oberfläche sowie die der Ablöse- und Anlegelinien abgebildet. Die Situation in Bild 29 stellt wiederum die topologischen Verhältnisse des Bereiches 1 und die in Bild 30 die des Bereiches 2 dar. In Bild 29 sind die Wirbelachsen des Wirbels ausgehend vom Flügel-Apex („Apex vortex“), des Dickenwirbels („Thickness vortex“) und die des Flügelspitzenwirbels („Tip vortex“) eingezeichnet. In Bild 30 ist der Dickenwirbel verschwunden und es gibt zwei Wirbel, den Wirbel vom Flügel-Apex und den in Richtung Flügel-Apex verschobenen Flügelspitzenwirbel, der als „Outer vortex“ bezeichnet wird. Eine ausführliche Beschreibung der Analyse der Strömungsphysik sowie Vorhersage mit Hilfe des DLR TAU-Verfahrens ist bei Schütte, Hummel und Hitzel [35] dokumentiert. Weitere numerische Untersuchungen der Strömungsphysik sind u.a. bei Cummings und Schütte [13] veröffentlicht.

Darüber hinaus sind in jüngster Zeit Berechnungen bei asymmetrischer Zuströmung der

SACCON-Konfiguration durchgeführt worden [63]. In den zuletzt durchgeführten Berechnungen wurde auch das aerodynamische Verhalten der Konfiguration unter Berücksichtigung von Steuerflächenausschlägen untersucht. **Bild 31** zeigt die berechneten Stromlinien mit dem TAU-Verfahren [47] für die SACCON Konfiguration bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ und symmetrischer Zuströmung. Die Strömungsphysik über dem Flügel entspricht der in Bild 26 diskutierten Wirbeltopologie, da sich diese im Bereich zwischen $\alpha = 10^\circ$ und 15° nicht ändert. In **Bild 32** ist das Ergebnis bei gleichem Anstellwinkel aber asymmetrischer Zuströmung bei einem Schiebewinkel β von -10° dargestellt. Vergleicht man die Ergebnisse bei symmetrischer und asymmetrischer Zuströmung miteinander, sieht man, dass sich vor allem die Wirbeltopologie auf der dem Wind zugewandten Seite ändert. Auf der dem Wind abgewandten Seite bleibt die Topologie erhalten mit einem Apex-Wirbel und einem Flügelspitzenwirbel, die durch ein Gebiet anliegender Strömung voneinander getrennt sind. Nur die Lage der Wirbelachse des Apex-Wirbels wird aufgrund des Schiebewinkels ein wenig nach außen in Richtung Vorderkante verschoben. Der schwache Dickenwirbel wird durch die hier gewählte Darstellung der Stromlinien im Feld erfasst. Auf der dem Wind zugewandten Seite ist der Wirbel an der Flügelnase verschwunden. Mit Ausnahme des Wirbels an der Flügelspitze ist die Strömung entlang der Vorderkante vollständig anliegend. Das Beispiel zeigt, wie sensitiv die Wirbeltopologie auf Änderung der Zuströmbedingungen reagiert und dass diese sehr gut mit dem TAU-Verfahren vorhergesagt werden kann.

In den **Bildern 33** und **34** sind die dazu gehörigen Druckverteilungen der CFD-Rechnung im Vergleich zum Experiment gezeigt. Wie in den Beispielen zuvor sieht man, dass für mittlere Anstellwinkel sehr gute qualitative und auch quantitative Ergebnisse mit dem DLR Verfahren TAU unter Verwendung des Spalart-Allmars Turbulenzmodells erzielt werden können. Eine umfangreiche Darstellung der Ergebnisse und Analysen der Strömungsphysik der SACCON Konfiguration bei asymmetrischer Zuströmung und mit Steuerflächen ist bei Schütte, Boelens und Huber nachzulesen [1]. Auch diese Ergebnisse tragen zur Validierung des TAU-Verfahrens bei und unterstützen den Vertrauensbereich der in dieser Arbeit angewandten numerischen Vorgehensweise.

3.4 Fazit der Voruntersuchungen

Anhand von drei Beispielkonfigurationen mit hoch gepfeilten Flügeln und runder bzw. variabler Vorderkantengeometrie ist gezeigt worden, dass das Verfahren TAU in der Lage ist, die komplexe wirbeldominierte Strömungsphysik und das aerodynamische Verhalten vorherzusagen. Es existiert ein hoher Vertrauensbereich für die qualitative und zum Teil auch quantitative Vorhersage. Dieses wurde für kleine bis mittlere Anstellwinkel sowie für subsonische Zuströmmachzahlen nachgewiesen.

Die rein numerischen Untersuchungen der in dieser Arbeit betrachteten generischen Pfeilflügel mit runder Vorderkante orientieren sich an diesen Erfahrungen. Daraus leiten sich die in Abschnitt 4 beschriebene verwendete Netztopologie und die Diskretisierung der Rechennetze, die Wahl des Turbulenzmodells sowie die Berechnungsparameter des TAU-Verfahrens ab. Es wird im Weiteren vorausgesetzt, dass mit diesem Vorgehen eine Übertragbarkeit auf die in dieser Arbeit untersuchten Pfeilflügel mit runder Vorderkante vorgenommen werden kann.

Aus den Voruntersuchungen lässt sich darüber hinaus ein Teil der Motivation, Zielsetzung und Vorgehen der vorliegenden Arbeit ableiten, so wie es in den Abschnitten 1.2 und 1.3 formuliert wurde. Aus den Ergebnissen der Untersuchungen der SACCON-Konfiguration

ergibt sich die Frage, an welcher Position und bei welchen Zuströmbedingungen die Wirbel in Abhängigkeit vom Verlauf der Vorderkanten geometrie entstehen. Die Untersuchungen zeigen auch, dass es notwendig ist eine Möglichkeit zu finden, die Effekte getrennt voneinander zu betrachten. Dieses gilt zum einen für die strömungsphysikalischen Effekte als auch deren Wirkung auf das aerodynamische Verhalten. Die Ergebnisse derartiger Sensitivitätsstudien können dann in Form von Entwurfsregeln für die Änderung der strömungsphysikalischen Eigenschaften eines Entwurfs herangezogen werden und gegebenenfalls zur Verbesserung des aerodynamischen Verhaltens beitragen.

4 Geometrie und Netzgenerierung

Aus den einleitenden Betrachtungen in Abschnitt 1 sowie den Voruntersuchungen in Abschnitt 3 leitet sich die Notwendigkeit einer getrennten Betrachtungsweise von geometrischen und strömungsphysikalischen Effekten ab, um ein besseres Verständnis über die Strömungsphysik und das aerodynamische Verhalten von Konfigurationen mit gepfeilten Flügeln und runder Vorderkante zu erlangen.

Für die vorliegenden Untersuchungen sollen deshalb eine Reihe von unterschiedlichen generischen Flügeln konstanter Streckung definiert werden, in denen sich u.a. auch die geometrischen Eigenschaften der Konfigurationen aus Abschnitt 3 wiederfinden. Die verwendeten Flügelprofile besitzen neben einer konstanten Streckung auch eine konstante relative Dicke, sodass die Ergebnisse dieser Arbeit unabhängig sind von diesen beiden geometrischen Kenngrößen. Im Folgenden werden die verwendeten Flügelprofile und -grundrisse im Detail diskutiert sowie die Generierung der Rechennetze beschrieben.

4.1 Flügelprofile und -grundrisse

Die Flügelgeometrie der hier untersuchten Konfigurationen basiert auf einem NACA-64A-005 Profil. Das heißt, es handelt sich hier um ein symmetrisches Profil der NACA 6er Profilreihe mit einer Dickenrücklage von 40% und einer maximalen Dicke des Profils von 5% bezogen auf die Länge der Profilsehne.

Für die Generierung unterschiedlicher Radien entlang der Flügelvorderkante wurde ein CST (Class Shape Function) Verfahren angewendet. Mit dem parametrischen CST-Verfahren ist die Geometrie an der Profilnase verändert worden. Bei der Änderung des Radius an der Profilnase wird die Geometrie stromabwärts nur soweit angepasst, dass eine krümmungsstetige Kontur erhalten bleibt. Eine genaue Beschreibung des Verfahrens ist bei Kulfan [64] und Kunze et al.[65] zu finden.

Die verwendeten Profile sind in **Bild 35** in der x/z-Strömungsebene dargestellt. Das NACA Profil in seiner unveränderten Form besitzt einen Nasenradius von $r = 7,5\text{mm}$ bei einer Länge der Profilsehne von $c_{ref} = 5\text{m}$. Daraus ergibt sich ein dimensionsloser Vorderkanten-nasenradius von $r_N = r/c_{ref} = 0,0015$. **Bild 36** zeigt die Geometrie der Nasenradien in der x/z-Strömungsebene im Detail. Dargestellt sind die Profilgeometrien an der Nase sowie die eingeschriebenen Kreise für Nasenradien von $r_N = 0,001; 0,0015; 0,002; 0,003; 0,004$ und $0,005$.

Die Flügelgrundrisse besitzen Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$, $\varphi = 53^\circ$, $\varphi = 60^\circ$ und $\varphi = 65^\circ$. Die Halbspannweite s beträgt 12m und die Flügeltiefe $l = c_{ref}$ ist für sämtliche Pfeilwinkelvariationen mit $c_{ref} = 5\text{m}$ über der Halbspannweite konstant. Die Flügel besitzen eine stumpfe Hinterkante und die Flügelstreckung $\Lambda = b^2/A$ ist mit $4,8$ für sämtliche hier betrach-

teten Flügelkonfigurationen konstant. In den **Bildern 37 bis 40** sind die Grundrisse der in dieser Arbeit betrachteten Konfigurationen dargestellt.

Die Wahl der Pfeilwinkel der Testfälle orientiert sich an typischen Größenordnungen militärischer Konfigurationen, wie z.B. der Boeing X-47 ($\varphi = 30$ und 55°) [66], Dassault Neuron ($\varphi = 57^\circ$) [67], Eurofighter Typhoon ($\varphi = 53^\circ$) [68] oder Lockheed Martin F-22 ($\varphi = 42^\circ$) [69].

4.2 Generierung der Rechennetze

Die Netzgenerierung erfolgt für alle Konfigurationen mit dem Software-System CentaurTM von CentaurSoft in der Version 5.5 [70]. Centaur zeichnet sich durch einen hohen Automatisierungsgrad aus. Geometrische Eigenschaften, wie zum Beispiel die Konturkrümmung, werden bei der Verteilung von Oberflächenelementen berücksichtigt. Die Netze lassen aufgrund wand-orthogonaler Prismenelemente und einer gleichmäßigen Veränderung der Elementgröße von der Konturoberfläche bis zum Rand des Rechengebiets geringe Diskretisierungsfehler erwarten. Die Netze sind sowohl für die Innen- als auch die Außenaerodynamik gleichermaßen geeignet.

Der Netzgenerierungsprozess besteht aus mehreren Teilschritten. Mit Hilfe eines interaktiven Programmteils wird eine Geometriedatei einer vollständig geschlossenen Oberflächenbeschreibung eingelesen. Zur Flächen- und Kurvenbeschreibung sind berandete B-Spline-Flächendarstellungen erforderlich, sogenannte „Trimmed-Surfaces“, die in einem CAD-System konstruiert werden. Für eine fehlerfreie Netzgenerierung ist eine überlappungs- und klaffungsfreie Definition erforderlich. Die Randbedingungen und Elementgrößen werden ebenfalls mit dem interaktiven Programmteil spezifiziert. Der anschließende automatische Teil generiert zuerst die Oberflächennetze, dann die Prismenelemente und schließlich die Tetraeder und, falls notwendig, Pyramiden als Verbindungselemente. In der Praxis beträgt der Zeitbedarf für den Gesamttablauf, einschließlich der Modifikation von Parametern, etwa ein bis zwei Tage, um ein geeignetes Netz zu erhalten.

Mit Hilfe weniger Parameter können die Elementanzahl, deren Größe und der Streckungsgrad global verändert werden, wenn die Standardeinstellungen nicht das gewünschte Ergebnis liefern. Zusätzlich stehen Parameter zur Verfügung, um lokale Änderungen steuern zu können.

In **Tabelle 1** sind die verwendeten Rechennetze aufgelistet. In der vorliegenden Arbeit wurden 16 Rechennetze erstellt. Die Rechennetze bzw. Konfigurationen unterscheiden sich hinsichtlich der Kontur an der Flügelnase sowie des Vorderkantenpfeilwinkels. Generiert wurden 5 Rechennetze mit unterschiedlichen Vorderkantennasenradien mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$. Für Vorderkantennasenradien von $r_N = 0,002$, $0,003$ und $0,004$ wurden zusätzlich Rechennetze mit $\varphi = 45^\circ$, 60° und 65° erzeugt. Des Weiteren wurden Rechennetze mit abnehmendem und ansteigendem Verlauf des Vorderkantennasenradius entlang der Spannweite generiert.

Um eine Vergleichbarkeit hinsichtlich der Diskretisierung sämtlicher generierter Rechennetze zu gewährleisten, sind immer dieselben Netzgenerierungsparameter angewendet worden. Bei den Netzgenerierungsparametern handelt es sich u.a. um die Anzahl der zu generierenden Prismenschichten, den ersten Wandabstand, die Zellgröße der Triangulierung an der Wand sowie um die Zellgröße der Tetraeder für die Verfeinerung im Nahfeld des Flügels. In den **Tabellen 2 und 3** sind die Größen der Rechennetze sowie die verwendeten Parameter für die Netzgenerierung aufgeführt. Die Gesamtnetzkpunktzahl variiert ein we-

nig mit der Variation des Pfeilwinkels φ , da das Volumen des Verfeinerungsbereichs im Feld nicht konstant gehalten, sondern manuell angepasst wurde.

In **Bild 41** ist die Diskretisierung der Vorderkante an drei unterschiedlichen spannweitigen Positionen für die Konfiguration mit konstantem Nasenradius von $r_N = 0,003$ dargestellt. Die verfeinerte Auflösung im Bereich der Flügelnase setzt sich in der Prismenschicht fort und soll eine ausreichend feine Auflösung der Strömungsphysik im Bereich der Flügelnase gewährleisten.

Bild 42 zeigt die Netztopologie der verwendeten Rechennetze. Die Auflösung der Wirbelströmung wird durch eine zusätzliche Verfeinerung der Tetraeder außerhalb der Prismenschicht im Nahfeld des Flügels erzielt. Dieser in grün dargestellte Bereich der Tetraeder im Raum, ist über dem Flügel in einem großen Bereich stark verfeinert. Die Verfeinerung erstreckt sich spannweitig über den gesamten Flügel. In Bild 42 oben rechts ist die Diskretisierung der Prismenschicht im Detail dargestellt.

5 Numerische Untersuchung der Wirbelströmung an runden Vorderkanten

Mit Hilfe der im vorangegangenen Abschnitt 4 definierten Flügelkonfigurationen sollen im Folgenden die strömungsphysikalischen Effekte und das aerodynamische Verhalten von Konfigurationen mit gepfeilten Flügeln und runder Vorderkante systematisch untersucht werden. Aus den Erkenntnissen der Abschnitte 1 und 3 leiten sich die Randbedingungen der folgenden numerischen Sensitivitätsstudie ab. Diese sowie die Auswahl der Flügelkonfigurationen sind so gewählt, dass die beschriebenen strömungsphysikalischen und aerodynamischen Effekte erfasst werden können. Der Schwerpunkt der Untersuchungen liegt auf der Topologie der Wirbelströmung in Abhängigkeit vom Verlauf des Radius an der Flügelvorderkante, vom Vorderkantenpfeilwinkel und vom Anstellwinkel. Des Weiteren soll gezeigt werden, welchen Einfluss die Zuströmmachzahl auf die Topologie der Strömung besitzt.

Für die Untersuchungen wurden Zuströmparameter als Referenz gewählt, die typisch für den operationellen Bereich einer militärischen Flugzeugkonfiguration bei subsonischen Zuströmbedingungen sind. Die Machzahl beträgt $Ma_\infty = 0,4$ und die operationell angenommene Flughöhe 4000m. Aus diesen generischen Parametern ergibt sich eine Flugreynoldszahl von $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$, gebildet mit der Profiltiefe des Flügels von $c_{ref} = 5\text{m}$. Diese Auswahl führt dazu, dass zum einen ein relevanter kompressibler Strömungsfall betrachtet wird und zum anderen transsonische Effekte ausgenommen werden, die einen sehr großen Einfluss auf die Wirbeltopologie haben können [37, 38], jedoch nicht Gegenstand der vorliegenden Arbeit sind.

Aus den Voruntersuchungen des vorangegangenen Abschnitts 3 geht hervor, dass die Nutzung des Spalart-Allmaras Turbulenzmodells für die hier betrachteten Konfigurationen und den betrachteten Anstellwinkelbereich geeignet ist. Wie schon zuvor beschrieben, wurden mit diesem Turbulenzmodell bisher gute Ergebnisse im Vergleich zu experimentellen Validierungsdaten erzielt. Aus diesem Grund kommt auch in dieser Arbeit das Spalart-Allmaras Turbulenzmodell in den numerischen Berechnungen zur Anwendung. Darüber hinaus wurde ein skalares Dissipationsschema verwendet. Da es sich bei den Untersuchungen in dieser Arbeit um qualitative Betrachtungen handelt, wird dieses Vorgehen als ausreichend erachtet.

5.1 Verifikation, numerische Parameter, Konvergenzverhalten und Ressourcenbedarf

In diesem Abschnitt soll anhand von Rechenergebnissen die Güte der numerischen Ergebnisse, das Konvergenzverhalten sowie die Parameter der numerischen Rechnungen disku-

tiert werden. Für die Berechnung der Grenzschichtströmung ist eine gute Auflösung der Grenzschicht notwendig. Ein wichtiger Parameter ist der dimensionslose Wandabstand y^+ . Er wird gebildet mit der Schubspannungsgeschwindigkeit ($\sqrt{\tau_W/\rho}$), dem Wandabstand (y_W) der ersten Zelle und der kinematischen Viskosität (ν). Für eine hinreichend gute Auflösung des Geschwindigkeitsprofils an der Wand bzw. der laminaren Unterschicht sollte y^+ Werte von 1 oder kleiner annehmen.

Die **Bilder 43** und **44** zeigen den y^+ -Verlauf auf der Oberseite des Flügels mit konstantem Vorderkantenradius $r_N = 0,002$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ und für einen Vorderkantenradius $r_N = 0,004$ bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 11^\circ$. Diese beiden Anstellwinkel sind exemplarisch gewählt worden, da sich die folgenden Studien in diesem mittleren Anstellwinkelbereich bewegen.

Wie in beiden Bildern zu erkennen ist, sind die y^+ -Werte im Bereich der Vorderkante geringer als 1. Die laminare Unterschicht wird somit mit einer ausreichenden Anzahl von Zellen aufgelöst. Die y^+ Werte unter dem Wirbel sind größer. Dieses liegt an der stark beschleunigten Strömung in der Grenzschicht unter dem Wirbel. Dort ist die Grenzschichtdicke sehr gering. Eine entsprechende Diskretisierung zu sehr viel kleineren y^+ -Werten ist topologisch schwierig, ohne die Qualität des Rechnernetzes in anderen Bereichen zu verschlechtern. Der entscheidende Bereich um die Vorderkante, dort wo die Wirbelströmung bzw. die Ablösung entsteht, ist mit Werten $y^+ = 1$ und kleiner numerisch ausreichend gut aufgelöst. Für Fälle mit anliegender Strömung sind die y^+ Werte über der gesamten Flügeloberseite im Bereich von 1 und kleiner, wie in den **Bildern 45** und **46** zu sehen ist. Lediglich an der Seitenkante des Flügels erzeugt der Seitenkantenwirbel so hohe Übergeschwindigkeiten in der Grenzschicht, dass dort die y^+ -Werte im Bereich von 2 liegen.

In den **Tabellen 4** bis **7** sind die durchgeführten numerischen Rechnungen aufgeführt. Im Falle einer Änderung der Machzahl wurde die Reynoldszahl durch Variation der Referenztemperatur konstant gehalten. Die CFL-Zahl für sämtliche Rechnungen lag bei $CFL = 1,5$ und es wurde mit einem 2v Mehrgitterzyklus gerechnet. Tests haben ergeben, dass aufgrund der komplexen Strömungstopologie keine höheren CFL Zahlen erzielt werden konnten. Sämtliche Fälle wurden stationär mit einem lokalen Zeitschrittverfahren gestartet. Für einen Großteil der Anwendungsfälle konnte damit auch eine konvergierte stationäre Lösung erzielt werden. **Bild 47** zeigt dieses am Beispiel der Konfiguration mit $r_N = 0,003$ und $\varphi = 53^\circ$ für unterschiedliche Anstellwinkel α und einer Machzahl von $Ma_\infty = 0,4$. Für sämtliche Rechnungen stellt sich ein Dichteresiduum ein, welches mindestens um fünf Größenordnungen konvergiert ist. Für die Beiwerte des Auftriebs c_A und des Nickmoments c_M stellt sich in sämtlichen Fällen eine konvergente Lösung ein.

Die numerischen Rechnungen wurden auf dem DLR $C^2A^2S^2E$ -Cluster am DLR in Braunschweig durchgeführt. Für jede der ungefähr 100 Rechnungen wurden 10 Rechenknoten mit je 24 Prozessoren genutzt. Für die stationären Rechnungen wurden im Durchschnitt 15.000 Iterationen für das Erreichen einer konvergenten Lösung benötigt. Der Rechenzeitbedarf für die Berechnung einer stationären Lösung betrug ungefähr 21h, das sind ca. 5000 Prozessorstunden.

Für einige Testfälle konnte mit dem lokalen Zeitschrittverfahren keine konvergente stationäre Lösung erzielt werden. **Bild 48** zeigt dieses exemplarisch, für die Konfiguration mit $r_N = 0,003$ und $\varphi = 60^\circ$. Für einen Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ stellt sich eine Divergenz des Residuumverlaufs ein. Für $\alpha = 11^\circ$ ist das Dichteresiduum nur zwei Größenordnungen konvergiert, und es stellt sich ein breitbandiges Rauschen in den Beiwerten des Auftriebs und des Nickmoments ein. Dieses Verhalten ist ein Zeichen für instationäre Effekte im Strömungs-

feld, die eine stationäre, konvergente Lösung verhindern.

Für den Fall, dass keine stationäre Strömung erzielt werden konnte, wurde eine instationäre Rechnung mit einem dualen Zeitschrittverfahren aufgesetzt. Ausgangspunkt war hierbei die bis dahin berechnete stationäre, nicht konvergente Rechnung. Der physikalische Zeitschritt wurde dabei so klein gewählt, dass niederfrequente Störungen wie Wirbel-aufplatzprozesse (10Hz) aufgelöst werden. Höherfrequente Störungen, die für die globale Lösung irrelevant sind, werden gedämpft. Als instationärer physikalischer Zeitschritt wurde $\Delta t = 0,005s$ gewählt. Damit lassen sich niederfrequente Strömungsschwankungen von 20Hz mit 10 Stützstellen in der Strömungslösung abbilden. Strömungsphänomene wie spiralförmiges Wirbelaufplatzen wären damit darstellbar. Höherfrequente Phänomene sind für die hier zu analysierenden Strömungsphänomene wie das Ablöseverhalten an der runden Kante nicht relevant.

Für die abschließende Auswertung sind nur die gemittelten aerodynamischen und strömungsphysikalischen Werte von Interesse. Für die Lösungsauswertungen wurden die instationären Ergebnisse über einen Zeitraum von ca. $t = 2s$ gemittelt. **Bild 49** zeigt das Konvergenzverhalten innerhalb eines physikalischen Zeitschritts. In diesem Fall wurde mit der stationären Lösung bei $\alpha = 11^\circ$ aus Bild 48 weiter gerechnet. Es wurde mit zwei unterschiedlichen Anzahlen von inneren Iteration $N_i = 50$ und 500 gerechnet. Obwohl das Dichteresiduum unter der Nutzung von 50 inneren Iterationen ein geringeres Konvergenzverhalten aufweist, spielt das für das gemittelte Gesamtergebnis, wie in **Bild 50** gezeigt, eine untergeordnete Rolle. Das Konvergenzverhalten über der physikalischen Zeit ist ähnlich gut und auch die aerodynamischen Beiwerte konvergieren zum gleichen gemittelten Wert, wie in Bild 50 zu sehen ist. Daraus lässt sich ableiten, dass für die hier betrachteten Fälle eine geringere Anzahl von inneren Iterationen ausreichend ist, und somit die Rechenzeit reduziert werden kann.

Die instationären Rechnungen wurden ebenfalls auf 10 Rechenknoten mit je 24 Prozessoren durchgeführt. Die physikalische Zeit, die für eine gemittelte Lösung gerechnet wurde, beträgt $t = 2,5s$. Dieses beinhaltet eine Anlaufzeit $t = 0,5s$. Daraus ergibt sich für eine instationäre Berechnung, unter der Annahme von $N_i = 50$ inneren Iterationen pro Zeitschritt, eine Rechenzeit von 25Std bzw. 6000 Prozessorstunden. Die gleiche Berechnung mit $N_i = 500$ inneren Iterationen hätte einen Rechenbedarf von 100Std bzw. 24000 Prozessorstunden benötigt. Bei gleicher Konvergenzrate, aber geringerer zeitlicher Mittelung von nur 0,5s, würde sich immer noch ein Rechenbedarf von 30Std bzw. 7200 Prozessorstunden ergeben. Dieser Rechenbedarf wäre immer noch höher als die Berechnung mit $N_i = 50$ inneren Iterationen. Das numerische Ergebnis führt dabei nicht zu anderen aerodynamischen Beiwerten.

5.2 Ablösung an der runden Vorderkante nach Frink (AVT-183)

In diesem Abschnitt soll die Strömungsphysik im Bereich der Ablösung an der Vorderkante im Detail analysiert und diskutiert werden. Bei Konfigurationen mit einem scharfkantigen, gepfeilten Flügel fällt der Anfangspunkt der Ablöselinie und der Anlegelinie in einem Punkt in der Flügelspitze zusammen. Die Ablöselinie ist an der scharfen Vorderkante fixiert, unabhängig von Mach- und Reynoldszahl.

Für die in dieser Arbeit untersuchten Konfigurationen mit runder Vorderkante ist dieses nicht der Fall. Ablöselinie und Anlegelinien haben unterschiedliche Anfangspunkte und Beginn und Verlauf sind abhängig von einer Reihe geometrischer und strömungsphysikalische Parameter. Die grundlegende Strömungstopologie im Bereich der Ablösung an der runden Vorderkante soll im Folgenden erläutert werden.

Neben den numerischen Untersuchungen der vorliegenden Arbeit ist im Rahmen der NATO/STO Forschungsgruppe AVT-183 das Ablöseverhalten und die Entstehung der Wirbelstruktur an einem 53° Deltaflügel experimentell und numerisch untersucht worden. Als Referenz für die Nomenklatur der Strömungsphysik soll die Arbeit von Frink [42] herangezogen werden. In **Bild 51** ist das numerische Ergebnis einer CFD Rechnung des AVT-183 Deltaflügels aus der Arbeit von Frink dargestellt. Bei einem Deltaflügel mit runder Vorderkante existiert an der Vorderkante ein Bereich anliegender Strömung zwischen der Ablöselinie ("converging streamtraces") und der Anlegelinie ("dividing streamtraces") welcher als beginnende Ablösung ("incipient separation") bezeichnet wird. Dieser Bereich wird an der Wand durch zwei Stromlinien begrenzt. Zum einen durch die Verlängerung des Beginns der Ablöselinie stromauf der Hauptströmungsrichtung bis zur Vorderkante und zum anderen durch die Verlängerung der Anlegelinie entlang einer mittleren Wandstromlinie bis zur Vorderkante. Dieser Bereich anliegender Strömung soll in dieser Arbeit als Einzugsgebiet des Wirbels bezeichnet werden. Die Strömung in dem Einzugsgebiet ist zwar anliegend, ist aber im Bereich der Grenzschicht bereits rotationsbehaftet und speist im weiteren Verlauf den Wirbel an der Vorderkante.

In **Bild 52** ist das numerische Ergebnis für einen in der vorliegenden Arbeit untersuchten Pfeilflügel mit einem Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,004$ gezeigt. Der Vorderkantennasenwinkel beträgt $\varphi = 53^\circ$ und der Anstellwinkel $\alpha = 11^\circ$. Dargestellt sind im oberen Bild die Wandstromlinien, die sich aus den berechneten Schubspannungsvektoren auf der Oberfläche ergeben. Im unteren Bild sind die Stromlinien im Feld ausgehend von einer Linie an der Vorderkante $y/s = 0 - 1$ in der $z = 0$ Ebene innerhalb der Grenzschicht abgebildet. Entsprechend der Nomenklatur von Frink ist die Ablöselinie eingezeichnet, die sich aus einer Schar von Wandstromlinien entwickelt. Die mittlere Stromlinie dieser Kurvenschar kann bis zur Vorderkante verlängert werden und bildet die eine Begrenzung des Einzugsgebiets des Wirbels. Die andere Begrenzung ist die eingezeichnete Verlängerung der Anlegelinie zur Vorderkante.

Im unteren Teil von Bild 52 sind neben der Oberflächendruckverteilung die Stromlinien im Feld dargestellt. Mit Hilfe dieser Darstellung wird die Strömungstopologie deutlich, die zuvor im oberen Bild aus den Wandstromlinien abgeleitet werden kann. Der Wirbel wird von zwei Seiten gespeist. Es gibt Stromlinien die ausgehend von der Ablöselinie den Wirbel von oben speisen. Zum anderen gibt es Stromlinien, die aus dem Bereich des anliegenden Einzugsgebiets ihre Richtung wechseln und entgegen der Hauptströmungsrichtung dann den Wirbel von unten speisen.

Erhöht man den Anstellwinkel α bei konstantem r_N wie in **Bild 53** gezeigt, verringert sich die Breite des Einzugsgebiets. D.h. mit steigendem Anstellwinkel reduziert sich der Bereich anliegender Strömung, der den Wirbel entgegen der Hauptströmungsrichtung von unten mit Material versorgt. Ein ähnlicher Effekt zeigt sich bei einer Reduzierung des Vorderkantennasenradius und konstantem Anstellwinkel α . Man vergleiche hierzu die Ergebnisse der Rechnungen für die Konfigurationen mit $r_N = 0,003$ und $0,002$ in den **Bildern 54** und **55** mit dem Ergebnis in **Bild 52**.

Bild 56 verdeutlicht noch einmal im Detail die einzelnen Bereiche in der Umgebung der Ablösung. Die in grau und blau dargestellt Stromlinien gehören zur Ablösung an der Vorderkante. Die in rot eingefärbten Stromlinien sind die aus der anliegenden Strömung im Einzugsgebiet des Wirbels und in schwarz sind die Stromlinien der anliegenden Strömung jenseits der Anlegelinie dargestellt.

Darüber hinaus wird bei Frink ein Kriterium für den Ort der Ablösung an der Vorderkante definiert. Da der Beginn des Wirbels an der Vorderkante nicht exakt identifiziert werden kann, wird der Ort der beginnenden Ablösung näherungsweise bestimmt. **Bild 57** zeigt die Verteilung des Druckbeiwerts $c_{P_{VK}}$ entlang der Vorderkante $y/s = 0 - 1$ in der $z = 0$ Ebene für die Konfiguration mit $r_N = 0,003$ und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ bei $\alpha = 12^\circ$. Sofern sich an der Vorderkante ein Wirbel bildet, stellt sich die gezeigte charakteristische Druckverteilung ein. Der Druckbeiwert nimmt ausgehend von der Flügelwurzel stetig ab bis $c_{P_{VK}}$ ein Minimum erreicht, der als Ort nahe der beginnenden Ablösung definiert wird. In Richtung Flügelspitze steigt der Druckbeiwert wieder an und besitzt im weiteren Verlauf einen Wendepunkt. Dieser Druckanstieg deutet auf einen Saugkraftverlust an der Vorderkante hin, der durch einen Rückgewinn in Form von Saugkraft des Wirbels auf der Oberseite kompensiert wird. Dieses entspricht der Analogie, die von Polhamus [71] beschrieben wird. Im Unterschied dazu ist die Charakteristik des c_P -Verlaufs im Falle einer anliegenden Strömung kontinuierlich, wie **Bild 58** exemplarisch dargestellt ist. Mit Hilfe der Auswertung des Druckbeiwerts an der Vorderkante lässt sich die Position des Wirbels in den folgenden Abschnitten näherungsweise bestimmen. Allerdings gibt es für diese Methode auch Einschränkungen. Falls der Wirbel, der an der Vorderkante entsteht sehr schwach ist, existiert kein ausgeprägtes Minimum. In diesen Fällen kann das Auftreten einer Ablösung nur durch den Anstieg des Druckbeiwerts an der Vorderkante charakterisiert werden, der im Unterschied zum Verlauf einer anliegenden Strömung durch einen Wendepunkt charakterisiert wird. Der Ort der Ablösung kann dann nur näherungsweise extrapoliert werden, z.B. über die Verlängerung der Druckspur des Wirbels auf der Oberfläche bis zur Vorderkante.

5.3 Einfluss des Anstellwinkels

5.3.1 Konfiguration mit konstantem Radius

In diesem Abschnitt sollen die Ergebnisse für eine Konfiguration mit konstantem Vorderkantenradius entlang der Vorderkante diskutiert werden. Der Vorderkantenradius ist in diesem Fall über die gesamte Halbspannweite $r_N = 0,002$. In den folgenden Darstellungen sind die Oberflächendruckverteilung auf der Oberseite des Flügels und die Wandstromlinien aufgetragen.

Betrachtet man zunächst die Oberflächendruckverteilung und die Wandstromlinien in **Bild 59** für einen Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$ so sieht man, dass sich eine vollständig anliegende Strömung auf der Flügeloberseite einstellt. Lediglich an der äußeren Flügelspitze sind die Wandstromlinien stark nach außen in Richtung Seitenkante gebeugt. Diese deutet auf die Entstehung des Seitenkantenwirbels hin. Weiterhin gibt es an der Hinterkante in der Nähe der Flügelspitze einen Bereich konvergenter Stromlinien, was auf eine beginnende Ablösung hinweist. Bei dieser Ablösung handelt es sich um eine wandnahe Drehung in der Grenzschicht. Im Folgenden wird noch gezeigt, dass diese sogenannte Dickenablösung durch die Außenströmung überdeckt wird, so dass in den weiteren Ergebnissen in diesem Zusammenhang von einer Topologie einer vollständig anliegenden Strömung gesprochen werden kann oder von einer Strömungstopologie mit Dickenablösung, bei der aber die Vorderkante vollständig umströmt wird.

Dieses ändert sich schlagartig, wenn der Anstellwinkel nur um ein Viertel Grad erhöht wird. **Bild 60** zeigt die Wandstromlinien und die Oberflächendruckverteilung bei $\alpha = 8,25^\circ$. Die Strömungstopologie ändert sich grundlegend. Die Strömung löst an der Vorderkante ab und es lässt sich eine Wirbelströmung aufgrund der nach außen gerichteten Wandstromlinien identifizieren. Die Position des Wirbels an der Vorderkante lässt sich über die Auswertung des Druckbeiwerts an der Vorderkante bestimmen, wie es in Abschnitt 5.2 definiert wurde. In **Bild 61** sind die Druckbeiwerte $c_{P_{VK}}$ für Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$; $8,25^\circ$ und $8,5^\circ$ aufgetragen. Für $\alpha = 8^\circ$ ergibt sich ein kontinuierlicher $c_{P_{VK}}$ -Verlauf für den Fall einer vollständig anliegenden Strömung. Für $\alpha = 8,25^\circ$ und $8,5^\circ$ erhält man einen Kurvenverlauf mit Wendepunkt und einem Minimum von $c_{P_{VK}}$ bei $y/s = 0,45$ bzw. $y/s = 0,34$. D.h. mit steigendem Anstellwinkel verschiebt sich der Beginn des Wirbels in Richtung Flügelwurzel. Dies ist in den **Bildern 62 bis 64** für Anstellwinkel von $\alpha = 8,5^\circ - 10^\circ$ zu sehen. Rechts von der Anlegelinie in Richtung Flügelwurzel ist die Strömung bis zur Hinterkante weiterhin anliegend.

In den **Bildern 65 bis 69** ist eine andere Darstellung der Ergebnisse gewählt. Der Blickwinkel ist nicht mehr senkrecht von oben, sondern um 30° um die y-Achse gedreht. Diese Darstellung gewährt einen besseren Blick auf den Bereich der Vorderkante. Neben der Oberflächendruckverteilung sind dreidimensionale Stromlinien dargestellt. Die Anfangspunkte der Stromlinien haben ihren Ursprung entlang einer Linie in der $z = 0$ Ebene innerhalb der Grenzschicht an der Flügelnase. Dargestellt sind jeweils 100 Stromlinien mit einer äquidistanten Verteilung auf der Ausgangslinie. Im Falle einer Wirbelbildung an der Vorderkante entsteht im Unterschied zu dem Fall einer vollständig anliegenden Strömung eine Lücke in der Darstellung der Stromlinien. Ursächlich hierfür ist, dass sämtliche Stromlinien stromab der Anlegelinie in den Wirbel hinein gezogen werden und nicht ungehindert in Strömungsrichtung verlaufen können.

Mit Hilfe der Stromliniendarstellung wird die dreidimensionale Strömungstopologie deutlich, die zuvor aus dem Verlauf der Wandschubspannungen abgeleitet wurde. In **Bild 65** ist

wieder der Fall bei $\alpha = 8^\circ$ zu sehen. Wie schon zuvor beschrieben liegt die Strömung über dem gesamten Flügel an. Es bildet sich lediglich an der Seitenkante ein Seitenkantenwirbel aus. Bei $\alpha = 8,25^\circ$ in Bild 66 ist der Wirbel ausgehend von der Vorderkante zu sehen, dessen Ausgangspunkt sich mit steigendem Anstellwinkel in Richtung Flügelwurzel verschiebt (siehe Bild 67, 68 und 69, für $\alpha = 8,5^\circ$, 9° und 10°).

Des Weiteren ist zu beobachten, dass für $\alpha = 8,25^\circ$ und $\alpha = 8,5^\circ$ der Wirbel von der Vorderkante bis zur Seitenkante verläuft und dann erst in Richtung der Hauptströmungsrichtung abgelenkt wird und sich aufweitet. Für $\alpha = 9^\circ$ und $\alpha = 10^\circ$ ist die Lauflänge des Wirbels über dem Flügel länger. Die Wirbelachse erreicht zuerst die Hinterkante und wird dort in Richtung Seitenkante parallel zu Hinterkante abgelenkt. Bei Erreichen der Seitenkante wird der Wirbel dann in Richtung der Hauptströmungsrichtung umgelenkt. Ursächlich für diesen Verlauf ist die Entstehung eines Hinterkantenwirbels im Außenbereich des Flügels, der den Verlauf des Wirbels beeinflusst. In diesem Fall verläuft die Anlegelinie nicht mehr entlang der Hinterkante, sondern verschiebt sich mit steigendem Anstellwinkel stromauf der Hauptströmungsrichtung. Der Verlauf der Anlegelinie und die Position des Hinterkantenwirbels ist in den Bildern 63 und 64 angezeigt.

5.3.2 Konfigurationen mit verschiedenen konstanten Radien

Im vorangegangenen Abschnitt wurde die Strömung am Beispiel mit einem Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,002$ beschrieben. Im Folgenden soll untersucht werden, wie die Strömungsphysik und im speziellen die Wirbeltopologie beeinflusst wird, wenn sich der Vorderkantennasenradius ändert.

Der Nasenradius ist für die hier betrachteten Konfigurationen über der Halbspannweite konstant und es wird zunächst nur ein Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ diskutiert. In den **Bildern 70 bis 73** sind die Ergebnisse für vier Vorderkantenradien von $r_N = 0,001$; $0,002$; $0,003$ und $0,004$ dargestellt. Die Zuströmbedingungen sind im Vergleich zum Abschnitt zuvor konstant geblieben. Die Zuströmmachzahl ist weiterhin $Ma_\infty = 0,4$ und die Reynoldszahl liegt bei $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

Für den Fall $r_N = 0,001$ (Bild 70) liegt der Ursprung des Wirbels an der Vorderkante bei $y/s = 0,05$. Dies geht aus der Auswertung der Druckbeiwerte an der Vorderkante in **Bild 74** hervor. Vergleicht man den Fall für $r_N = 0,001$ (Bild 70) mit den Konfigurationen mit $r_N = 0,002$ (Bild 71) und $r_N = 0,003$ (Bild 72) so sieht man, dass sich mit steigendem Vorderkantenradius r_N der Anfangspunkt des Wirbels nach außen in Richtung Flügelspitze entlang der Vorderkante verschiebt.

Erhöht man den Nasenradius weiter, so sieht man, dass die Strömung für den Fall eines Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,004$ vollständig anliegend ist. Der Anstellwinkel ist nicht ausreichend groß, um eine Ablösung an der Vorderkante zu verursachen. In Bild 74 besitzt die $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für diesen Fall zwar ein Minimum jedoch keinen Wendepunkt.

Ein ähnliches Ergebnis einer vollständig anliegenden Strömungstopologie wurde bereits für den Fall eines Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,002$ bei $\alpha = 8^\circ$ im Abschnitt 5.3.1 berechnet. Man vergleiche das Ergebnisse aus Bild 73 mit Bild 59. Auch für den Fall $r_N = 0,004$ und $\alpha = 10^\circ$ existiert bereits ein Bereich konvergenter Stromlinien, d.h. eine wandnahe Rotation im Bereich der Grenzschicht. In beiden Fällen bildet sich zudem einen ausgeprägter Seitenkantenwirbel, vergl. Bilder 83 und 65.

Der Vergleich von zwei Konfigurationen mit einer Wirbelbildung an der Vorderkante zeigt, dass die Entstehung des Wirbels sich mit steigendem Vorderkantennasenradius zu höher-

en Anstellwinkeln verschiebt. Man vergleiche hierfür die Konfiguration mit $r_N = 0,002$ bei $\alpha = 8,5^\circ$ in Bild 62 und der Konfiguration mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 10^\circ$ in Bild 72.

Bild 75 zeigt den Vergleich der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für die zuletzt diskutierten Ergebnisse. Im Fall einer vollständig anliegenden Strömung über dem Flügel erhält man für $r_N = 0,002$ und $r_N = 0,004$ die ähnliche charakteristische kontinuierliche $c_{P_{VK}}$ -Verteilung ohne Wendepunkt an der Vorderkante. Aufgrund des geringeren Nasenradius und der damit verbundenen höheren Krümmung der Vorderkantenkontur sind die Übergeschwindigkeiten für den Fall $r_N = 0,002$ höher als für den Fall mit $r_N = 0,004$ und damit ergeben sich geringere $c_{P_{VK}}$ -Werte an der Vorderkante. Vergleichbares lässt sich aus den Ergebnissen für $r_N = 0,002$ und $r_N = 0,003$ für die Ergebnisse mit einer Wirbeltopologie an der Vorderkante ablesen.

Wie für die Konfiguration mit einem Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,004$ gezeigt wurde, sind für größere Nasenradien höhere Anstellwinkel als $\alpha = 10^\circ$ notwendig, damit eine Ablösung an der Vorderkante entsteht. **Bild 76** zeigt die Druckverteilung und die Wandstromlinien für den Fall $r_N = 0,004$ bei $\alpha = 11^\circ$. Die Druckverteilung und Topologie der Wandstromlinien ist jetzt ähnlich dem Fall mit $r_N = 0,003$ und $\alpha = 10^\circ$ (Bild 73). Steigert man den Vorderkantennasenradius weiter von $r_N = 0,004$ auf $r_N = 0,005$, so ist der gleiche Effekt wie zuvor zu verzeichnen. Für $r_N = 0,005$ und $\alpha = 11^\circ$ ist noch keine Wirbelströmung über dem Flügel entstanden, wie in **Bild 77** zu sehen ist. Für diesen größeren Vorderkantennasenradius ist wiederum ein höherer Anstellwinkel α notwendig, damit sich an der Vorderkante ein Wirbel bildet.

In den **Bildern 78 und Bild 79** sind die Ergebnisse für $r_N = 0,004$ und $0,005$ bei $\alpha = 12^\circ$ dargestellt. Hier sieht man, dass sich auch für $r_N = 0,005$ ein Wirbel an der Vorderkante gebildet hat. Vergleicht man wiederum die beiden Konfigurationen mit $r_N = 0,004$ und $r_N = 0,005$ bei $\alpha = 12^\circ$ so sieht man das gleiche Verhalten, welches schon bei geringeren Nasenradien diskutiert wurde. Mit steigendem Vorderkantennasenradius verschiebt sich der Anfangspunkt des Wirbels nach außen entlang der Vorderkante in Richtung Flügelspitze.

Die entsprechenden Ergebnisse der berechneten Stromlinien im Feld sind in den **Bildern 80 bis 87** dargestellt. Im Vergleich zu den bisher im Abschnitt 5.3.1 diskutierten Topologien der Wirbelströmung ist bei höheren Anstellwinkeln das Phänomen zu beobachten, dass sich der Wirbel schon vor Erreichen der Hinterkante stark aufweitet. Dieses ist z.B. in Bild 86 für $r_N = 0,004$ bei $\alpha = 12^\circ$ zu sehen. Ein Aufweiten der Wirbelstruktur ist ein Anzeichen für ein beginnendes Wirbelaufplatzen. In dieser Arbeit soll das Phänomen des Wirbelaufplatzen jedoch nicht genauer diskutiert werden, weil mit dem hier verwendeten Turbulenzmodell, die Strömungsphysik des Wirbelaufplatzens qualitativ und quantitativ nicht ausreichend genau vorhersagbar ist. Des Weiteren werden in dieser Arbeit nur stationäre bzw. zeitlich gemittelte Strömungslösungen im Anstellwinkelbereich eines möglichen Entwurfs punktes des Flügels betrachtet. Die hier erzielten Ergebnisse wurden bei Anstellwinkeln durchgeführt, bei denen Aufplatzphänomene nicht auftreten bzw. keinen Einfluss auf die Wirbelbildung an der Vorderkante besitzen.

In **Bild 88** sind die $c_{P_{VK}}$ -Verteilungen für sämtliche Konfigurationen mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N für die Anstellwinkel α aufgetragen, bei denen der Wirbel an der Vorderkante entsteht. Wertet man die $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für sämtliche Nasenradien r_N und Anstellwinkel α aus, ergibt sich das Diagramm in **Bild 89**. Es zeigt die Position des Ursprungs der Wirbelentstehung an der Vorderkante in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α und von der Größe des Vorderkantennasenradius r_N . Man sieht, dass mit steigendem Vorderkantennasenradius r_N die Entstehung des Wirbels an der Vorderkante zu höheren Anstellwinkeln verschoben ist. Des Weiteren liegt der Anfangspunkt des Wirbels mit steigendem r_N tenden-

ziell weiter außen entlang der Vorderkante in Richtung Flügelspitze.

5.3.3 Konfigurationen mit variablen Radien

Nachdem die Strömungsphysik für konstante Vorderkantennasenradien diskutiert wurde, sollen im folgenden Abschnitt die Ergebnisse für eine Konfiguration mit steigendem bzw. abnehmendem Vorderkantennasenradius r_N untersucht werden. Für beide Konfigurationen ist der Vorderkantenpfeilwinkel wie in den Testfällen zuvor $\varphi = 53^\circ$. Die Zuströmbedingungen sind ebenfalls unverändert. Die Zuströmmachzahl beträgt $Ma_\infty = 0,4$ und die Reynoldszahl $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$. In den hier diskutierten Testfällen ist der Radiusverlauf r_N linear entlang der Vorderkante. Für die Konfiguration mit ansteigendem Nasenradius verläuft r_N von 0,001 an der Flügelwurzel bis 0,003 an der Flügelspitze. Für die Konfiguration mit abnehmendem Nasenradius ist die Verteilung entsprechend umgekehrt und verläuft von $r_N = 0,003$ an der Flügelwurzel bis 0,001 an der Flügelspitze.

Als erstes wird der Fall eines ansteigenden Vorderkantennasenradius untersucht. In den **Bildern 90 bis 97** sind die CFD Ergebnisse für Anstellwinkel von $\alpha = 6^\circ$ bis 10° abgebildet. Wie schon in den Untersuchungen zuvor sind die Oberflächendruckverteilungen als auch die Wandschubspannungslinien auf der Oberseite des Flügels dargestellt. Für Anstellwinkel von $\alpha = 6^\circ$ bis $7,5^\circ$ ist die Strömung auf der Oberseite vollständig anliegend. Im Bereich der Seitenkante bildet sich der Seitenkantenwirbel aus und für $\alpha = 7,5^\circ$ in Bild 93 gibt es einen Bereich konvergenter Wandstromlinien bei $y/s = 0,5$, was auf den Beginn einer Ablösung hinweist.

Steigert man den Anstellwinkel um nur $0,25^\circ$ auf $\alpha = 7,75^\circ$ (Bild 94), ändert sich die Strömungstopologie auf der Oberseite des Flügels. Es hat sich ein Wirbel an der Vorderkante gebildet. Der Beginn dieses Wirbels liegt an der Vorderkante bei $y/s = 0,179$. Die Position lässt sich anhand der Auswertung der c_{PVK} -Verteilung in **Bild 98** ablesen. Erhöht man den Anstellwinkel weiter, bleibt die Wirbeltopologie erhalten. Der Beginn des Wirbels verschiebt sich mit steigendem Anstellwinkel weiter in Richtung Flügelwurzel entlang der Vorderkante.

Die Strömungsphysik im Bereich der Flügelwurzel ist für Anstellwinkel von $\alpha \geq 7,75^\circ$ vergleichbar der für den Fall mit konstantem Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,001$ (vgl. Bild 70). Anders verhält sich die Strömung am Außenflügel. Im Bereich des Außenflügels verschiebt sich die Ablöselinie bei ca. $y/s = 0,6$ von der Flügelnase auf die Oberseite des Flügels und verläuft dann mit einem Winkel von ca. 30° zur Vorderkante. Der Grund für die Verschiebung der Ablöselinie auf die Oberseite liegt im Anstieg des Vorderkantennasenradius. Wie schon aus den Ergebnissen der Konfigurationen mit konstantem Nasenradius zu sehen war, verschiebt sich der Punkt, an dem die Ablösung an der Vorderkante beginnt, mit steigendem Nasenradius zu größeren Anstellwinkeln. Dieser Effekt ist hier am Außenflügel zu beobachten. Aufgrund der Kombination von Anstellwinkel und größer werdendem r_N wird die Vorderkante zunächst umströmt und löst erst später auf der Oberseite ab.

In Bild 98 zeigt sich die Verschiebung der Ablöselinie auf die Oberseite auch in der c_{PVK} -Verteilung. Der Druckbeiwert nimmt für $y/s > 0,7$ wieder leicht ab, da vermutlich die vollständige Umströmung der Vorderkante höhere Strömungsgeschwindigkeiten verursacht. In den **Bildern 99 und 100** sind für die Anstellwinkel $\alpha = 7,75^\circ$ und 8° sowohl die Wandstromlinien auf der Oberseite als auch die Druckverteilung an der Vorderkante aufgetragen. Man sieht, dass der Beginn der Verschiebung der Ablöselinie auf die Oberseite mit dem lokalen Minimum des Druckbeiwerts zusammenfällt. Für höhere Anstellwinkel

verschiebt sich die Ablöselinie am Außenflügel stromauf der Hauptströmungsrichtung und verläuft bei $\alpha = 10^\circ$ fast vollständig parallel zur Vorderkante an der Flügelnase, man vergleiche hierfür die Bilder 96 und 97.

Des Weiteren ist zu beobachten, dass sich die Topologie der Strömung im Feld am Außenflügel für Anstellwinkel von $\alpha = 7,75^\circ$ und 8° ändert. Durch die Verlagerung der Ablöselinie von der Vorderkante auf die Flügeloberseite bildet sich aus dem zuvor beschriebenen Wirbel eine Doppelwirbelstruktur. Dieser Doppelwirbel besteht aus einem vorgelagerten Wirbel mit verstärkter Zirkulation, der mit dem Hauptwirbel verbunden ist. Diese Topologie lässt sich aus der S-Schlag-Struktur der nach außen gerichteten Wandstromlinien ableiten. In den **Bildern 101** und **102** sind die Topologiebilder an zwei Schnitten aus Bild 94 dargestellt. Man sieht, dass sich im ersten Schnitt nur ein Wirbel ausbildet. Die Ablöselinie des Wirbels liegt sehr nahe der Flügelvorderkante. Im zweiten Schnitt hat sich die Ablöselinie auf die Oberseite verschoben. Es bildet sich ein zweiter schwacher äußerer Wirbel, der mit dem Hauptwirbel verbunden ist. Die sich ändernde Topologie am Außenflügel ist auch in **Bild 103** zu sehen. Im Bild sind die Stromlinien im Raum ausgehend von der Vorderkante gezeigt. Im Außenbereich sieht man, dass die Stromlinien eine leicht wellige Struktur besitzen. Die Ursache dieser Struktur lässt sich zusammen mit der Struktur der Wandstromlinien als sehr schwache, darunter liegende Wirbelstruktur interpretieren, die mit dem Hauptwirbel weiter stromab verbunden ist.

In den **Bildern 104** bis **109** sind die CFD-Ergebnisse für den umgekehrten Fall eines abnehmenden Vorderkantennasenradius dargestellt. Für Anstellwinkel von $\alpha = 6^\circ$ bis 10° sind die Oberflächendruckverteilung als auch die Wandschubspannungslinien auf der Oberseite des Flügels aufgetragen.

Im Vergleich zu dem Fall mit steigendem Vorderkantennasenradius lässt sich feststellen, dass die Ablösung aufgrund des geringeren Nasenradius am Außenflügel schon bei kleinen Anstellwinkeln im Bereich von $\alpha = 6^\circ$ bis $6,5^\circ$ beginnt. Dieses entspricht den Ergebnissen für den Fall mit konstantem $r_N = 0.001$ in Bild 89. Am Außenflügel ist der Vorderkantennasenradius für Fall den Fall mit steigendem r_N von gleicher Größenordnung. Der Ablösepunkt des Wirbels an der Vorderkante verschiebt sich mit steigendem Anstellwinkel in Richtung Flügelwurzel entsprechend dem Verhalten der bereits diskutierten Testfälle. Im Unterschied zu dem Fall mit steigendem Vorderkantennasenradius bei $\alpha = 7,75^\circ$ u. 8° (Bild 94 und 95), verbleibt die Ablöselinie an der Flügelnase parallel zur Vorderkante und verschiebt sich nicht auf die Oberseite des Flügels. Im Vergleich zu den Strömungslösungen mit konstantem Vorderkantennasenradius lassen sich keine Unterschiede in der Strömungstopologie feststellen.

Bild 110 soll an einem Beispiel zeigen, dass für gleiche Anstellwinkel und verschiedene Verläufe des örtlichen Vorderkantenradius ähnliche Strömungstopologien auftreten. Aufgetragen ist die $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für den Fall eines nach außen abnehmenden r_N bei $\alpha = 8^\circ$ aus Bild 107 im Vergleich mit der Konfiguration mit einem konstanten r_N von 0,002 in Bild 60. Für diesen beiden Fälle liegt der Beginn des Wirbels an der Vorderkante ungefähr an der gleichen Position y/s . Für die Konfiguration mit abnehmendem r_N entspricht das der Position y/s , an der das lokale r_N ungefähr den Wert 0,002 annimmt.

5.4 Aerodynamisches Verhalten

In diesem Abschnitt soll der Einfluss der Strömungstopologie auf das aerodynamische Verhalten diskutiert werden. Für diese Untersuchungen wird auf das nichtlineare aerodynamische Verhalten der SACCON Konfiguration Bezug genommen, welches in Abschnitt 3 in Bild 25 beschrieben wurde. Es soll gezeigt werden, welche Analogien zu dem aerodynamischen Verhalten der SACCON Konfiguration und den in dieser Arbeit betrachteten Konfigurationen existieren. Für die Berechnung des Nickmomentenbeiwerts wird als Bezugspunkt die x-Koordinate des Flächenschwerpunkts der Konfiguration gewählt. Die Lage und Bestimmung des Momentenbezugspunkts sind in **Bild 111** dargestellt.

Bild 112 zeigt für sämtliche Konfigurationen mit konstantem r_N sowie für die Konfigurationen mit ansteigendem und abnehmendem Vorderkantennasenradius den Auftriebsbeiwert c_A über dem Anstellwinkel α . Um sämtliche Konfigurationen miteinander zu vergleichen, sind die Kurven gestaffelt aufgetragen. Für die Konfigurationen mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N sind die Punkte hervorgehoben und miteinander verbunden, bei denen der Wirbel an der Vorderkante entsteht. Diese Anstellwinkel sind analog zu denen in Bild 89. Man sieht, dass der Verlauf des Auftriebsbeiwerts für die Konfiguration mit $r_N = 0,001$ und auch für die Konfiguration mit abnehmendem Vorderkantennasenradius annähernd linear ist. Für sämtliche anderen Konfigurationen ist der Verlauf nichtlinear. Insbesondere die Entstehung des Wirbels an der Vorderkante verursacht einen Knick im Auftriebsverlauf.

Die Ursache für den nichtlinearen Verlauf des Auftriebsbeiwertes ist die Wirbelbildung über dem Flügel. **Bild 113** zeigt die c_P -Verteilung und die Wandstromlinien auf der Flügeloberseite für den Fall mit $r_N = 0,004$. Der Wirbel an der Vorderkante entsteht zwar erst bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10,9^\circ$ (Bild 113c), jedoch führt schon die beginnende Ablösung auf Oberseite am Außenflügel bei $\alpha = 10,5^\circ$ (Bild 113b) zu einer leichten Reduzierung des Auftriebsbeiwertes. Der Auftriebsbeiwert steigt erst wieder an, wenn sich der Wirbel an der Vorderkante voll entwickelt hat und der nichtlineare Auftriebsanteil des Wirbels den Verlust des linearen Anteils ausgeglichen hat.

In **Bild 114** ist das Nickmoment c_M über dem Anstellwinkel α aufgetragen. Auch hier sind die Punkte markiert, bei denen der Wirbel an der Vorderkante entsteht. Für sämtliche Konfigurationen sieht man den charakteristischen Knick im Nickmomentenverlauf, der schon bei der SACCON Konfiguration in Bild 25 beschrieben wurde. Ursächlich für diesen nichtlinearen Verlauf ist die sich ändernde Lastverteilung aufgrund des entstehenden Wirbels an der Vorderkante.

Sofern kein Wirbel auf der Oberseite existiert, steigt das Nickmoment mit steigendem Anstellwinkel und es stellt sich ein positives hecklastiges Moment ein. Sobald der Wirbel an der Vorderkante entsteht ändert sich die Lastverteilung. Das Nickmoment bleibt zwar positiv (hecklastig) wird aber gemindert. Ursächlich dafür ist eine Lasterhöhung hinter dem MBP aufgrund der Unterdrücke, die der Wirbel induziert. Wie aus Bild 114 abzulesen ist, vergrößert sich der Abfall von c_M mit steigendem Vorderkantennasenradius r_N . Die Ursache liegt darin, dass sich mit steigendem r_N die Wirbelbildung nach außen in Richtung Flügelspitze verschiebt (vergl. Bild 89). Der Knick im Verlauf der Nickmomentenkurve ist dabei umso stärker, je mehr sich die Last hinter dem MBP aufgrund der Wirbelbildung im Vergleich zum Bereich vor dem MBP erhöht.

In **Bild 115** soll die Verschiebung der Lastverteilung anhand der c_P -Verteilung vor und hinter dem MBP an einem Beispiel verdeutlicht werden. Aufgetragen sind die c_P -Verteilung

und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite für den Flügel mit $r_N = 0,005$ für $\alpha = 11,5^\circ$, $11,75^\circ$; 12° und 13° . In dem Bild sind darüber hinaus die Referenzlage des Momentenbezugspunktes aus Bild 111 sowie zwei weitere Positionen 15% vor und hinter der Referenzlage eingetragen.

In **Bild 116** ist der zugehörige Nickmomentenverlauf für die drei unterschiedlichen Momentenbezugspunkte aufgetragen. Zunächst soll nur das Nickmomentenverhalten für die Referenzlage des Momentenbezugspunktes diskutiert werden. Für $\alpha = 11,5^\circ$ in Bild 115a gibt es noch keine Wirbelbildung an der Vorderkante und der zugehörige Nickmomentenbeiwert befindet sich noch vor dem Knick. In Bild 115b für $\alpha = 11,75^\circ$ bildet sich ein Wirbel an der Vorderkante, dessen Unterdruckspur sich fast vollständig im Bereich hinter dem MBP befindet. Dieses ändert die Lastverteilung so, dass das Nickmoment gemindert wird, wie in Bild 116 zu sehen ist. Für $\alpha = 12^\circ$ in Bild 115c verstärkt sich dieser Effekt. Der Ansatzpunkt des Wirbels an der Vorderkante befindet sich zwar schon vor dem MBP, jedoch beeinflusst die Unterdruckspur des Wirbels weiterhin vor allem den Bereich hinter dem MBP und das mit höheren Unterdrücken als im Fall für $\alpha = 11,75^\circ$. In Bild 116 entspricht das dem Wert im tiefsten Punkt der Nickmomentenkurve. Für $\alpha = 13^\circ$ in Bild 115d liegt der Ansatzpunkt des Wirbels an der Vorderkante weit vor dem MBP. Die Unterdruckspur des Wirbels beeinflusst vor allem den Bereich davor. Dieses führt zu einem erhöhten hecklastigen Nickmomentenbeiwert in Bild 116 für $\alpha = 13^\circ$.

Verschiebt sich die Lage des Momentenbezugspunktes um 15% nach vorne so sieht man in Bild 116, dass sich das Nickmoment zu geringeren Werten verschiebt. Man erhält in diesem Fall ein vollständig kopflastiges Nickmoment über dem Anstellwinkel. Der Effekt aufgrund der Wirbelbildung verstärkt sich im Vergleich zur Referenzlage, da die Last hinter dem MBP im Vergleich zu der Last davor zunimmt. Der nichtlineare Verlauf der Nickmomentenkurve wird verstärkt. Eine Verschiebung des Momentenbezugspunktes um 15% nach hinten verschiebt die gesamte Nickmomentenkurve zu höheren Werten und das Nickmoment wird hecklastiger. Der nichtlineare Verlauf der Nickmomentenkurve wird gemindert, da die Entstehung des Wirbels nur noch einen geringen Einfluss auf die Lastverteilung hinter dem MBP besitzt.

In **Bild 117** sind die Nickmomentenverläufe für die Konfigurationen mit $r_N = 0,003$, $0,004$ und $0,005$ bezogen auf den Referenz MBP aufgetragen. Man sieht, dass das Minimum im c_M zum Teil sprunghaft erreicht wird. Die Breite des Knicks nimmt mit steigendem Nasenradius r_N zu. Für größere Nasenradien erhält man einen weniger steilen Kurvenverlauf. Der Grund hierfür liegt darin, dass für $r_N = 0,005$ der Wirbel die Lastverteilung hinter dem MBP über einen größeren Anstellwinkelbereich beeinflusst, als es bei Konfigurationen mit geringerem r_N der Fall ist.

Für die Konfiguration mit steigendem Vorderkantennasenradius entsteht der Wirbel an der Vorderkante weit vor dem MBP und die Wirkung auf die Fläche stromab ist gering. Daraufhin ist der Verlauf des Nickmoments annähernd linear. Für die Konfiguration eines abnehmenden r_N entsteht der Wirbel noch weiter außen an der Vorderkante und somit noch weiter hinter dem MBP als bei der Konfiguration mit $r_N = 0,005$. Jedoch ist der entstehende Wirbel sehr viel schwächer und beaufschlagt eine geringere Fläche. Der Knick in der Momentenkurve tritt auch für diese Fall auf, jedoch mit einem geringeren Lastwechsel im Vergleich zum Fall mit $r_N = 0,005$. Der Fall mit abnehmendem Vorderkantennasenradius ist vergleichbar mit der Strömungsphysik des Flügelspitzenwirbels der SACCON Konfiguration.

Hinsichtlich des aerodynamischen Stabilitätsverhaltens ist damit gezeigt worden, dass das

nichtlineare Nickmomentenverhalten der SACCON Konfiguration auch bei den Konfigurationen mit konstanter und nicht nur bei linear variabler Vorderkantenkontur auftritt. Ursächlich hierfür ist eine vergleichbare Verschiebung der aerodynamischen Lasten vor und hinter dem MBP auf dem Flügel aufgrund der Wirbelbildung und Verschiebung der Wirbel in Abhängigkeit vom Anstellwinkel.

5.5 Einfluss des Pfeilwinkels

Der Einfluss der Flügelpfeilung wurde an drei Konfiguration mit konstantem Vorderkantenradius von $r_N = 0,002$; $0,003$ und $0,004$ für vier unterschiedliche Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$, $\varphi = 53^\circ$, 60° und 65° untersucht. Die Streckung bleibt für sämtliche Flügel mit $\Lambda = 4,8$ konstant.

Bevor die Ergebnisse diskutiert werden, soll der Einfluss des Pfeilwinkels auf die Zuströmbedingungen erläutert werden, da dies Einfluss auf die Wirbelbildung an der Vorderkante hat. **Bild 118** zeigt den Einfluss des Pfeilwinkels auf die Zirkulation über der Halbspannweite. In dem Bild sind für einen Rechteckflügel ($\varphi = 0^\circ$) und einen Pfeilflügel mit $\varphi = 45^\circ$ die Zirkulationsverteilung über der Halbspannweite aufgetragen. Für den Pfeilflügel hat die Auftriebsverteilung ihr Maximum im Außenbereich des Flügels. Infolge der Pfeilung verschiebt sich die Stelle des maximalen örtlichen Auftriebs von der Mitte nach außen. Damit verändert sich das Ablöseverhalten des Pfeilflügels bei großen Anstellwinkeln gegenüber dem ungepfeilten Flügel. Für die in dieser Arbeit diskutierten Pfeilflügel bedeutet das, dass mit steigendem Pfeilwinkel sich der Ort der maximalen Belastung des Flügels entlang der Halbspannweite nach außen verschiebt.

Für sämtliche in dieser Arbeit betrachteten Pfeilwinkel ist mit Hilfe eines 2D Panelverfahrens die lokale Auftriebsverteilung entlang der Halbspannweite berechnet worden. In **Bild 119** sind die Ergebnisse im Vergleich zum ungepfeilten Flügel dargestellt. Aufgetragen ist der lokale Auftriebsbeiwert über der Halbspannweite sowie die Punkte der Maximalwerte des lokalen Auftriebsbeiwertes. Man sieht, dass sich mit steigendem Pfeilwinkel der Maximalwert des Auftriebsbeiwertes spannweitig nach außen verschiebt. Es handelt sich hierbei zwar nur um eine reibungslose zweidimensionale Betrachtungsweise, es erklärt damit jedoch die Unterschiede im Ablöseverhalten in Abhängigkeit vom Pfeilwinkel.

In den **Bildern 120 bis 123** sind die Ergebnisse bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ dargestellt. Aufgetragen sind wieder die Oberflächendruckverteilungen und Schubspannungsverteilungen in Form der Wandstromlinien.

Als Referenz für die Untersuchungen des Pfeileffekts dienen die Ergebnisse, die schon in Abschnitt 5.3.2 für einen Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ diskutiert wurden. **Bild 121** zeigt die Referenzkonfiguration mit $r_N = 0,003$ und einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ bei $\alpha = 10^\circ$.

Wertet man die Ergebnisse bei $\alpha = 10^\circ$ mit Hilfe der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung in **Bild 124** aus, so sieht man, dass der Ursprung des Wirbels an der Vorderkante für $\varphi = 53^\circ$ bei ungefähr $y/s = 0,38$ und für $\varphi = 45^\circ$ bei ungefähr $y/s = 0,18$ liegt. Eine Reduzierung des Vorderkantenpfeilwinkels bei konstantem Anstellwinkel α verschiebt den Ursprung des Wirbels entlang der Vorderkante in Richtung Flügelwurzel.

Erhöht man den Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ auf $\varphi = 60^\circ$, wie in **Bild 122** gezeigt, ändert sich die Strömungstopologie auf der Oberseite des Flügels. Die Strömung ist im Bereich des Innenflügels bis zur Hinterkante vollständig anliegend. Die Wandstromlinien werden in Richtung Hinterkante stark nach außen gebeugt und verlaufen dann parallel zur Hinterkante. Von der Hinterkante ausgehend bildet sich ein Bereich konvergierender Wandstromlinien zu einer Ablöselinie, die nach außen bis zur Seitenkante verläuft. Wie schon zuvor beschrieben handelt es sich auch in diesem um eine wandnahe Wirbelströmung innerhalb der Grenzschicht, die von der Außenströmung überdeckt wird. Diese Ablösung entspricht dem schon in Abschnitt 3 diskutierten Dickenwirbel an der SACCON Konfiguration in den **Bildern 26 und 27**.

Bei einer weiteren Erhöhung des Vorderkantenpfeilwinkels auf $\varphi = 65^\circ$ ist am Innenflügel die Strömungstopologie ähnlich wie bei der Konfiguration mit $\varphi = 60^\circ$. Es bildet sich eine Ablöselinie, die jedoch weiter innen in Richtung Flügelwurzel ihren Ursprung hat. Im Unterschied zum Fall mit $\varphi = 60^\circ$ endet die Ablöselinie nicht an der Seitenkante, sondern sie trifft bei $y/s = 0,82$ die Vorderkante. Der Ansatzpunkt des Wirbels an der Vorderkante befindet sich dort, wo die Ablöselinie auf die Vorderkante trifft.

In den **Bildern 125 bis Bild 128** ist die Wirbeltopologie mit Hilfe der Stromlinien im Feld dargestellt. Für die Konfiguration mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$ in Bild 127 sieht man, dass mit Hilfe der Stromliniendarstellung nur der Seitenkantenwirbel abgebildet wird. Die wandnahe Rotation in der Grenzschicht aus Bild 122 stellt sich als wellige Struktur in der darüberliegenden Außenströmung am Außenflügel dar.

Für $\varphi = 60^\circ$ erhält man die charakteristische kontinuierliche $c_{P_{VK}}$ -Verteilung in Bild 124 für den Fall, dass die Vorderkante vollständig umströmt wird. Für den Fall $\varphi = 65^\circ$ ist das Ergebnis der Auswertung der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung nicht eindeutig. Es ist kein ausgezeichnetes Minimum an der Vorderkante zu identifizieren. Nur der $c_{P_{VK}}$ -Verlauf im Außenbereich, der einen Wendepunkt besitzt, weist darauf hin, dass es sich um eine $c_{P_{VK}}$ -Verteilung mit einer Wirbelbildung an der Vorderkante handelt. Wie in Abschnitt 5.2 erläutert wurde, handelt es sich in diesem Fall um einen schwachen Wirbel, bei dem die Lokalisierung des Anfangspunkts an der Vorderkante nicht über das $c_{P_{VK}}$ -Minimum Kriterium, sondern nur über die Extrapolation der Druckspur des Wirbels näherungsweise bestimmt werden kann. In **Bild 129** ist dieses alternative Vorgehen abgebildet und es ergibt sich ein Anfangspunkt des Wirbels an der Vorderkante bei ungefähr $y/s = 0,82$.

Bezugnehmend auf die Topologiebeschreibungen aus Abschnitt 5.2 unterscheidet sich die Strömungstopologie für Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$ und 65° darin, dass der Einzugsbereich des Wirbels sich vom Beginn der Ablöselinie bis zur Flügelwurzel erstreckt. Die Anlegelinie liegt in den beiden Fällen für $\alpha = 10^\circ$ jenseits der Hinterkante und nicht auf der Flügeloberseite, wie für die beiden Konfigurationen mit $\varphi = 45^\circ$ und 53° .

In den **Bildern 130 bis 133** sowie **134 bis Bild 137** sind die Ergebnisse für einen Anstellwinkel von $\alpha = 11^\circ$ dargestellt. Für $\varphi = 45^\circ$ (Bild 130 u. 134) verschiebt sich im Vergleich zu $\alpha = 10^\circ$ der Ursprung des Wirbels entlang der Vorderkante in Richtung Flügelwurzel.

In Bild 131 und 135 ist wieder der Referenzfall mit $\varphi = 53^\circ$ aus Abschnitt 5.3.2 dargestellt. Für einen Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$ (Bild 132 und 136) bei $\alpha = 11^\circ$ hat sich im Unterschied zu dem Fall bei $\alpha = 10^\circ$ ein Wirbel an der Vorderkante gebildet. Der Ursprung des Wirbels an der Vorderkante liegt im Vergleich zur Konfiguration mit $\varphi = 53^\circ$ weiter außen in Richtung Flügelspitze. Die Anlegelinie liegt nun teilweise auf der Oberseite. Die Strömung vom Beginn der Ablöselinie in Richtung Flügelwurzel kann wieder vollständig dem Einzugsbereich des Wirbels an der Vorderkante zugeordnet werden.

Für $\varphi = 65^\circ$ (Bild 133 und 137) bleibt die Topologie ebenfalls unverändert. Im Vergleich zum Fall bei $\alpha = 10^\circ$ verschiebt sich der Beginn der Ablösung an der Vorderkante in Richtung Flügelwurzel. Die Anlegelinie liegt weiterhin jenseits der Hinterkante. Zusätzlich kann man noch eine Sekundärlösung im Bereich des Außenflügel identifizieren.

Bild 138 zeigt die Auswertung der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für sämtliche Pfeilwinkel bei $\alpha = 11^\circ$. Die Position des Wirbels an der Vorderkante kann in Analogie zum Anstellwinkel bei konstantem Pfeilwinkel bestimmt werden. Mit steigendem Anstellwinkel oder abnehmendem Pfeilwinkel verschiebt sich der Ansatzpunkt des Wirbels an der Vorderkante in Richtung Flügelwurzel. Wie im Fall bei $\alpha = 10^\circ$ lässt sich auch hier der Beginn der Ablösung für $\varphi = 65^\circ$ nicht durch ein ausgewiesenes $c_{P_{VK}}$ -Minimum bestimmen. Die Ablösung ist zu schwach.

Aus diesem Grund ist dieses in **Bild 139** mit Hilfe der Auswertung der Druckspur des Wirbels durchgeführt worden.

In **Bild 140** ist die $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für $\alpha = 12^\circ$ ausgewertet. Für diesen Fall ist auch für $\varphi = 65^\circ$ ein ausgewiesenes Druckminimum an der Vorderkante vorhanden. Die **Bilder 141 und 142** zeigen die entsprechenden Wirbeltopologien für $\varphi = 60^\circ$ und 65° anhand der Stromlinien im Feld.

Abschließend soll noch der Einfluss der Änderung des Vorderkantennasenradius r_N auf die Strömungstopologie für Konfigurationen mit höherem Vorderkantenpfeilwinkel an einem Beispiel gezeigt werden. In den **Bildern 143 und 144** sind die Stromlinien im Feld für eine Konfiguration mit einem größeren Nasenradius dargestellt. Die beiden Bilder zeigen die Ergebnisse der Konfiguration mit $r_N = 0,004$ mit einem Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$ und 65° , bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 11^\circ$. Die Ergebnisse sind vergleichbar mit denen in den Bildern 127 und 128. Das bedeutet, dass ausgehend von den Ergebnissen in den Bildern 136 und 137 eine Reduzierung des Anstellwinkels α oder eine Vergrößerung des Nasenradius r_N zu topologisch ähnlichen Ergebnissen führt.

Der Vergleich der Ergebnisse in den Bildern 143 und 144 als auch in den Bildern 127 und 128 zeigt aber auch, dass die Ablösung an der Vorderkante mit steigendem Pfeilwinkel nicht verschwindet, wenn die Erhöhung des Pfeilwinkels zu einer so großen Zunahme der Lasten am Außenflügel führt, dass die Strömung an der Vorderkante ablöst (Bild 118).

Bild 145 zeigt die Auswertung der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für die zuletzt diskutierten Ergebnisse. Die Verläufe der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für die jeweiligen Fälle mit $\varphi = 60^\circ$ und $\varphi = 65^\circ$ sind gleich. Es existiert nur eine Verschiebung zu geringeren $c_{P_{VK}}$ -Werten, wenn sich der Nasenradius verringert, da durch die größere Konturkrümmung die Strömung an der Vorderkante höhere Geschwindigkeiten erreicht und dadurch geringere Drücke induziert werden.

5.6 Einfluss der Machzahl

In diesem Abschnitt soll untersucht und diskutiert werden, welchen Einfluss die Änderung der Machzahl auf die Strömungsphysik und damit auf die Wirbelbildung über dem Flügel besitzt. Für die Untersuchungen wurde die Konfigurationen mit einem Vorderkantennasenradius von $r_N = 0,003$ für vier unterschiedliche Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$, 53° , 60° und 65° ausgewählt. Der Referenzanstellwinkel beträgt $\alpha = 11^\circ$. Die Referenzmachzahl liegt bei $Ma_\infty = 0,4$, entsprechend der Machzahl aus den vorangegangenen Untersuchungen. Für die Bestimmung des Machzahleinflusses wurden drei weitere Zuströmmachzahlen definiert. Eine geringere Machzahl von $Ma_\infty = 0,3$ und zwei höhere Zuströmmachzahlen von $Ma_\infty = 0,5$ und $0,6$. Sämtliche Berechnungen wurden mit einer konstanten Reynoldszahl von $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$ durchgeführt.

In den **Bildern 146 bis 153** sind die Ergebnisse der CFD-Rechnungen in Form der Oberflächendruckverteilung und der Wandstromlinien sowie der Stromlinien im Feld für die Konfiguration mit einem Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$ dargestellt. Die Bilder 147 und 151 zeigen das Ergebnis für die gewählte Referenzmachzahl von $0,4$ aus Abschnitt 5.5. Reduziert man die Machzahl, auf $Ma_\infty = 0,3$ (Bild 146 und 150), so sieht man, dass der Wirbel an der Vorderkante verschwindet. Auf der Oberseite kann man anhand der Wandstromlinien eine Ablöse- und Anlegelinie identifizieren, jedoch handelt es sich dabei um eine wandnahe Rotation in der Strömung, die von der Außenströmung überdeckt wird. Die Strömungstopologie kann als an der Vorderkante vollständig anliegend charakterisiert werden.

Bild 154 zeigt die zugehörigen c_{PVK} -Verteilungen. Für eine Machzahl von $Ma_\infty = 0,3$ erhält man die charakteristische kontinuierliche c_{PVK} -Verteilung. Für eine Machzahl von $Ma_\infty = 0,4$ erhält man eine c_{PVK} -Verteilung mit einem Minimum bei $y/s = 0,135$, womit der Beginn der Wirbelbildung an der Vorderkante lokalisiert werden kann. Für Machzahlen von $Ma_\infty = 0,5$ und $0,6$ ist der Ort der Wirbelbildung mit Hilfe der c_{PVK} -Verteilung nicht eindeutig zu ermitteln. Über das lokale c_{PVK} -Minimum ist die Position der Wirbelbildung nicht zu bestimmen. Darüber hinaus besitzen die c_{PVK} -Kurven keinen Wendepunkt. Das Ergebnis der Oberflächendruckverteilung in den Bildern 152 und 153 lässt sich so interpretieren, dass die Anfangspunkte der Wirbels sich an der Flügelwurzel befinden und in diesem das gewählte c_{PVK} -Kriterium nicht mehr anwendbar ist.

In den **Bildern 155 bis 158** sowie **Bildern 159 bis 162** sind die Ergebnisse für einen Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ abgebildet. Die Machzahleffekte sind vergleichbar mit denen der Konfiguration mit einem Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$. Auch hier bewirkt die Reduzierung der Machzahl von $Ma_\infty = 0,4$ auf $0,3$, dass sich die Strömungstopologie über dem Flügel ändert. Wie in den Bildern 155 und 162 zu sehen ist, verschwindet der Wirbel und die Strömung ist entlang der gesamten Vorderkante vollständig anliegend. Für Machzahlen von $Ma_\infty = 0,5$ und $0,6$ ändert sich die Strömungstopologie im Vergleich zum Fall bei $Ma_\infty = 0,4$ nicht. Nur der Ursprung des Wirbels an der Vorderkante verschiebt sich mit steigender Machzahl in Richtung Flügelwurzel.

Bild 163 zeigt die zugehörigen c_{PVK} -Verteilungen. Wie für die Konfiguration mit $\varphi = 45^\circ$ ist die c_{PVK} -Verteilung für eine Machzahl von $Ma_\infty = 0,3$ und $0,4$ eindeutig zu interpretieren. Für $Ma_\infty = 0,5$ besitzt der Verlauf zwar einen Wendepunkt, jedoch lässt sich wie in Bild 154 der Ansatzpunkt des Wirbels für $Ma_\infty = 0,5$ und $0,6$ nicht bestimmen. In den Bildern 161 bis 162 sieht man, dass die Ansatzpunkte der Wirbel sich sehr nah an der Flügelwurzel befinden.

In den **Bildern 164 bis 171** sowie den **Bildern 172 bis 179** sind die Ergebnisse unterschied-

licher Machzahlen für die Konfigurationen mit $\varphi = 60^\circ$ und 65° dargestellt. Der Machzahl-effekt ist denen bei φ von 45° und 53° ähnlich. Für den Fall mit $\varphi = 65^\circ$ bleibt jedoch die Wirbeltopologie erhalten und ändert sich nicht zu einer vollständig anliegenden Strömung, wie in den Fällen bei $\varphi = 45^\circ$, 53° und 60° bei einer Reduzierung der Machzahl von $Ma_\infty = 0,4$ auf $0,3$. Der Ansatzpunkt des Wirbels an der Vorderkante verschiebt sich entlang der Vorderkante in Richtung Flügelspitze.

In den **Bildern 180** und **181** ist die $c_{P_{VK}}$ -Verteilung für unterschiedliche Machzahlen für die beiden Fälle mit $\varphi = 60^\circ$ und 65° aufgetragen. Für die Konfiguration mit $\varphi = 60^\circ$ bei einer Machzahl von $Ma_\infty = 0,3$ erhält man die charakteristische kontinuierliche $c_{P_{VK}}$ -Verteilung einer anliegenden Strömung. Für die Konfiguration mit $\varphi = 60^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,6$ sowie für die Konfiguration mit $\varphi = 65^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,3$ und $0,4$ lässt sich die Position der Wirbelbildung nicht eindeutig anhand der $c_{P_{VK}}$ -Verteilung identifizieren.

Das Verhalten bei einer Änderung der Machzahl ist vergleichbar mit den Effekten, die bei einer Änderung des Anstellwinkels bzw. einer Änderung des Vorderkantennasenradius in den Abschnitten 5.3.1 und 5.3.2 beobachtet werden konnten. Im Falle eines existierenden Wirbels an der Vorderkante führt eine Reduzierung der Zuströmmachzahl oder eine Reduzierung des Anstellwinkels zu einer Verschiebung des Ansatzpunktes in Richtung Flügelspitze entlang der Vorderkante. In beiden Fällen verschwindet der Wirbel und die Strömungstopologie ändert sich zu einer vollständig anliegenden Strömung, falls die Machzahl bzw. der Anstellwinkel hinreichend klein werden. Ein analoges Verhalten ergibt sich durch den Vergleich einer Erhöhung der Machzahl bzw. einer Verringerung des Vorderkantennasenradius bei konstantem Anstellwinkel. In beiden Fällen verschiebt sich der Ursprung des Wirbels an der Vorderkante in Richtung Flügelwurzel.

Die Ursache für die Ablösung an der Vorderkante aufgrund der Erhöhung der Machzahl soll an Hand der **Bilder 182** und **183** erläutert werden. In Bild 182 ist die Druckverteilung an zwei Schnitten $y/s = \text{konst.}$ für den Flügel aus Bild 159 in rot dargestellt. Die Druckverteilung in grün ist das Ergebnis einer TAU-Rechnung an dem Ersatzflügel nach der "Prandtl-Glauert-Ackeret'schen" Regel mit einer Korrektur für $Ma_\infty = 0,4$. Die Regel besagt, dass die kompressible Druckverteilung sich aus der Umströmung eines Ersatzflügels ergibt. Dieser ergibt sich durch Stauchung des Flügels in Spannweitenrichtung mit dem Korrekturfaktor $\sqrt{1 - (Ma_\infty)^2}$. Die kompressible Druckverteilung erhält man durch die Berechnung der Strömung um den Flügel bei inkompressibler Zuströmung ($Ma_\infty = 0$). In dem vorliegenden Fall wird angenommen, dass das Ergebnis für $Ma_\infty = 0,3$ dem inkompressiblen Fall ($Ma_\infty = 0$) Theorie entspricht. Unter dieser Annahme ergibt sich der Ersatzflügel mit einem höheren Pfeilwinkel von $\varphi = 55,5^\circ$ und einer verringerten Flügelstreckung von $\Lambda = 4,4$. Man sieht, dass das Ergebnis der Druckverteilung mit dem Ersatzflügel einen höheren Druckgradienten an der Vorderkante liefert. Dieser führt dazu, dass sich die Strömungstopologie von einer vollständig anliegenden zu einer abgelösten Wirbelströmung nur aufgrund der Erhöhung der Machzahl ändert.

In Bild 183 ist die "Prandtl-Glauert-Ackeret'sche" Regel nur auf die Druckverteilung angewendet. Man sieht, dass das Ergebnis für $Ma_\infty = 0,4$ (blau) ungefähr dem Ergebnis der Berechnung für den Ersatzflügel in Bild 182 (grün) entspricht. Die schwarze c_P -Verteilung ergibt sich für eine Machzahl von $Ma_\infty = 0,6$. Die Änderungen des Druckgradienten sind zwar nicht sehr groß, allerdings ist schon vorher gezeigt worden, dass die Strömung um die Vorderkante bei den hier betrachteten Konfigurationen sich sehr sensitiv gegenüber Änderungen der Zuströmbedingungen verhält.

5.7 Sensitivitäten der Wirbeltopologie und Entwurfsregeln

Aus den Untersuchungen zum Einfluss des Anstellwinkels, des Vorderkantennasenradius und -pfeilwinkels sowie der Machzahl lassen sich Sensitivitäten zur Entstehung und zur Entwicklung der Wirbeltopologie über dem Flügel ableiten. Diese sollen im Folgenden beschrieben werden. **Bild 184** zeigt zusammenfassend die Wirbeltopologie in Abhängigkeit der vier genannten Parameter. Dargestellt ist, wie sich der Ursprung des Wirbels an der Vorderkante spannweitig verschiebt, wenn man jeweils eine der vier Größen erhöht oder verringert und die anderen konstant hält. In dem Diagramm sind zwei Grenzfälle markiert. Im ersten Grenzfall gibt es einen Wirbel, dessen Ursprung sich an der Flügelwurzel befindet. Für den zweiten Grenzfall verschwindet der Wirbel und die Vorderkante wird überall umströmt.

Für den Effekt des Pfeilwinkels gibt es die Einschränkung, dass durch eine Erhöhung des Pfeilwinkels bis $\varphi = 60^\circ$ die Vorderkante vollständig umströmt wird. Bei einer weiteren Erhöhung des Pfeilwinkels wurde gezeigt, dass die Ablöselinie der Dickenablösung am Außenflügel auf die Vorderkante trifft und sich so ein Wirbel an der Vorderkante ausbildet. Durch eine Verringerung Last am Außenflügel, z.B. der Reduzierung der Machzahl Ma_∞ oder des Anstellwinkels α , kann dieses Ablöseverhalten beeinflusst werden. Im Allgemeinen wird in solchen Fällen eine Verwindung des Flügels im Außenbereich vorgenommen, um den lokalen Anstellwinkel und damit die Last am Außenflügel zu reduzieren.

Die Ergebnisse aus Abschnitt 5.3.3 für Konfigurationen mit variabler Vorderkantenkontur entlang der Spannweite zeigen vergleichbare Ergebnisse in Bezug auf das Anstellwinkelverhalten, wie in Bild 184 für Konfigurationen mit konstantem r_N dargestellt. Es zeigt sich, dass mit einer variablen Verteilung des Vorderkantenradius die Lage der Entstehung des Wirbels an der Vorderkante zusätzlich beeinflusst werden kann. Mit einer Erhöhung der Konturkrümmung nach außen kann man den Wirbel bei konstantem Anstellwinkel in Richtung Flügelwurzel verschieben. Eine Reduzierung des Vorderkantenradius in Richtung Außenflügel führt zu einer Verschiebung des Wirbelansatzpunktes in Richtung Flügelspitze. Dieser Fall ist vergleichbar mit der Geometrie der SACCON Konfiguration am Außenflügel.

Mit Hilfe der vorliegenden Sensitivitätsstudien lassen sich Entwurfsregeln ableiten, wie sich die Strömungstopologie eines bestehenden Entwurfs ändert, wenn man die Zuströmbedingungen oder die in dieser Arbeit untersuchten geometrischen Parameter anpasst. Durch die Anpassung der Strömungstopologie kann man dann Rückschlüsse auf die zu erwartenden Änderungen im aerodynamischen Verhalten ziehen.

Die aerodynamischen Studien zum Auftriebs- und Nickmomentenverhalten liefern eine Aussage über den Einfluss der Wirbelbildung auf das nichtlineare aerodynamische Verhalten eines Entwurfs mit wirbeldominiertem Strömungsfeld. Neben dem Ort der Entstehung des Wirbels an der Vorderkante sowie der Lastverteilung, die der Wirbel auf dem Flügel verursacht, ist auch die Position des MBP ein entscheidender Parameter für den Entwurf und damit die Auswirkung der nichtlinearen Aerodynamik auf das Stabilitäts- und Steuerungsverhalten. Die Erkenntnisse können z.B. einen Beitrag für einen überarbeiteten Entwurf der SACCON Konfiguration, von einer Prinzipgeometrie für die Validierung des Verfahrens TAU hin zu einer flugfähigen Flugzeugkonfiguration, liefern.

6 Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wird die Strömungsphysik und die Aerodynamik an gepfeilten Flügeln mit runden Vorderkanten untersucht. Die Ergebnisse dieser Arbeit liefern einen Beitrag zum Entwurf von Konfigurationen mit gepfeilten Flügelgrundrissen, die eine runde bzw. variable Vorderkantenkontur entlang der Spannweite besitzen. Darüber hinaus tragen die hier gezeigten Ergebnisse zum verbesserten Verständnis über die Wirbelbildung an der runden Vorderkante bei. Für die vorliegende Arbeit wurden gepfeilte Flügel konstanter Streckung definiert. Die verwendeten Flügelprofile basieren auf einem NACA-64A-005 Profil. Die Variation der Kontur an der Vorderkante wurde über die Änderung des Vorderkantennasenradius erreicht, indem der Nasenradius des Profils mit Hilfe eines CST Verfahrens krümmungsstetig manipuliert wurde. Die untersuchten Konfigurationen unterscheiden sich in der Kontur der Flügelvorderkante und der Variation des Vorderkantenpfeilwinkels.

Als Grundlage für die numerischen Untersuchungen in dieser Arbeit wurden eine Reihe von Voruntersuchungen herangezogen, die die Validierung des verwendeten numerischen Rechenverfahren DLR TAU liefern. Anhand von Validierungsrechnungen wurde gezeigt, wie die Rechennetze beschaffen und die numerischen Parameter in TAU gewählt werden müssen. Eine umfangreiche Dokumentation der Verfahrensvalidierung liegt in Form von Publikationen des Autors vor [17][21][23][35].

Im Unterschied zu einem gepfeilten Flügel mit scharfer Vorderkante ist im Falle einer runden Vorderkante die Ablöselinie nicht an der Vorderkante fixiert. Der Beginn der Ablöselinie und der Anlegelinie fallen nicht in einem Punkt zusammen. Der Ort der beginnenden Ablösung ist u.a. stark vom Anstellwinkel und von der Krümmung der Vorderkantenkontur abhängig. Dieses wurde zunächst am Beispiel von Flügelgrundrissen mit konstanter, runder Vorderkantenkontur entlang der Spannweite und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ demonstriert. Es wurde gezeigt, dass die Strömungsphysik der Wirbelbildung an der Vorderkante mit dem Mechanismus aus der Arbeit von Frink [42] beschrieben werden kann. Im Falle einer Wirbelbildung an der runden Vorderkante existiert ein so genannter Einzugsbereich des Wirbels, der durch die Verlängerung der Ablöselinie und der Anlegelinie zur Vorderkante begrenzt wird. Bei der Strömung im Einzugsbereich handelt es sich um eine anliegende Strömung, welche die Ablösung an der Vorderkante entgegen der Hauptströmungsrichtung von unten speist. In der vorliegenden Arbeit konnte über die Ergebnisse vom Frink hinaus gezeigt werden, dass die spannweiteige Ausdehnung des Einzugsbereichs variiert sowohl mit dem Anstellwinkel als auch mit der Änderung der Vorderkantenkontur. Eine Verringerung des Anstellwinkels oder eine Erhöhung des Nasenradius bei ansonsten konstanten Zuströmbedingungen führt zu einer Ausdehnung des Einzugsbereichs.

Darüber hinaus wurde gezeigt, dass sich der Ort der Wirbelbildung an der Vorderkante mit steigendem Anstellwinkel in Richtung Flügelwurzel verschiebt. Bei einer Reduzierung des Anstellwinkels stellt sich dagegen im Grenzfall eine vollständig anliegende Strömung

über dem Flügel ein. Die Untersuchung unterschiedlicher Vorderkantennasenradien führt zu dem Ergebnis, dass mit steigendem Nasenradius der Beginn der Wirbelbildung an der Vorderkante zu höheren Anstellwinkeln verschoben wird. Das Gleiche gilt für die Änderung des Vorderkantennasenradius. Mit steigendem Nasenradius verschiebt sich die Position der Wirbelbildung an der Vorderkante nach außen in Richtung Flügelspitze, bis zum Grenzfall einer vollständig anliegenden Strömung über dem Flügel.

Neben Konfigurationen mit konstanter Vorderkantenkontur wurde auch die Strömungsphysik an Flügeln mit linear ansteigendem und abnehmendem Vorderkantennasenradius entlang der Spannweite untersucht. Die Strömung um die Konfiguration mit einem ansteigenden Vorderkantennasenradius verhält sich in gleicher Weise wie die Konfigurationen mit konstanter Radiusverteilung an der Vorderkante. Der Ort der Ablösung an der Vorderkante wird durch den Anstellwinkel und die lokale Krümmung an der Vorderkante bestimmt. Im Falle eines abnehmenden Vorderkantennasenradius lässt sich feststellen, dass die Ablösung aufgrund des geringeren Nasenradius am Außenflügel beginnt. Für einen ansteigenden Vorderkantennasenradius entsteht die Ablösung aufgrund des geringen Nasenradius im Bereich des Innenflügels.

Für die Untersuchungen des Einflusses des Vorderkantenpfeilwinkels wurden neben dem Referenzpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ drei weitere Pfeilwinkel mit $\varphi = 45^\circ$, 60° und 65° untersucht. Es konnte gezeigt werden, dass eine Verringerung des Pfeilwinkels von $\varphi = 53^\circ$ auf 45° keine Änderung der Strömungstopologie hervorruft, sofern schon im Fall für $\varphi = 53^\circ$ eine Wirbelbildung an der Vorderkante existierte. Die Reduzierung des Pfeilwinkels führt dazu, dass sich der Ansatzpunkt des Wirbels in Richtung Flügelwurzel verschiebt.

Eine Erhöhung des Vorderkantenpfeilwinkels von $\varphi = 53^\circ$ auf 60° bzw. 65° verschiebt den Ansatzpunkt des Wirbels in Richtung Flügelspitze. Sofern der Anstellwinkel hinreichend gering ist, führt eine Erhöhung des Pfeilwinkels dazu, dass der Wirbel an der Vorderkante verschwindet und diese vollständig umströmt wird. In anderen Fällen führt eine weitere Erhöhung des Pfeilwinkels dazu, dass die Ablöselinie der Dickenablösung auf der Oberseite des Flügels auf die Vorderkante trifft und ein Vorderkantenwirbel entsteht. Im Falle einer Wirbelbildung an der Vorderkante ist zu beobachten, dass sich der Einzugsbereich des Wirbels bis zur Flügelwurzel erstreckt. Die Anlegelinie liegt in diesen Fällen jenseits der Hinterkante und der Einzugsbereich erstreckt sich von der Flügelwurzel bis zur Verlängerung der Ablöselinie zur Vorderkante.

Des Weiteren wurde der Einfluss der Zuströmmachzahl auf die Strömungstopologie untersucht. Als Referenzkonfiguration wurde ein Flügel mit konstanter runder Vorderkante $r_N = \text{konst.}$ entlang der Spannweite gewählt. Für die Sensitivitätsstudien wurden sämtliche in dieser Arbeit betrachteten Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$, 53° , 60° und 65° einbezogen. Die Änderung der Strömungstopologie aufgrund einer Verringerung der Machzahl ist vergleichbar mit den Effekten, die z.B. durch eine Reduzierung des Anstellwinkels bei konstanter Machzahl hervorgerufen werden. Der Ort der Wirbelbildung an der Vorderkante verschiebt sich bei einer Reduzierung der Machzahl nach außen in Richtung Flügelspitze bis hin zu dem Grenzfall einer vollständig anliegenden Strömung. Durch eine Erhöhung der Machzahl verschiebt sich der Ansatzpunkt des Wirbels in Richtung Flügelwurzel.

Sämtliche untersuchten Sensitivitäten hinsichtlich der geometrischen Größen und der Zuströmparameter wurden in einem Diagramm zusammengefasst und können für die Festlegung eines ersten oder die Weiterentwicklung eines bestehenden Flügelentwurfs herangezogen werden.

Neben den strömungsphysikalischen Effekten wurde auch der Einfluss der Wirbelströmung

auf das aerodynamische Verhalten untersucht. Für die in dieser Arbeit untersuchten Flügelkonfigurationen wurde ein zum Teil analoges aerodynamisches Verhalten beobachtet, welches auch bei der SACCON Konfiguration [35] aufgetreten ist. Das Nickmomentenverhalten ist sehr sensitiv gegenüber der Strömungstopologie über dem Flügel. In einer Reihe von Beispielen konnte gezeigt werden, dass die Änderung der Strömungstopologie von einer anliegenden zu einer abgelösten Strömung, große nichtlineare Effekte im Verlauf des Nickmoments verursacht. Das nichtlineare Verhalten hängt dabei stark vom Ort der ersten Wirbelbildung an der Vorderkante ab sowie der Stärke des Wirbels. Der Ort der Wirbelbildung beeinflusst die resultierende Lastverteilung vor und hinter dem Momentenbezugspunkt entscheidend.

Die vorliegende Arbeit liefert einen Beitrag für das tiefere Verständnis der Wirbelbildung an gepfeilten Konfigurationen mit runder Vorderkante. Strömungsphysikalische Effekte, die bei zuvor untersuchten Flugzeugkonfigurationen identifiziert wurden, konnten in dieser Arbeit entflochten und getrennt beschrieben werden. Die detaillierte Beschreibung der Strömungsphysik der Wirbelbildung aus der Arbeit von Frink [42] wurde durch die Ergebnisse dieser Arbeit bestätigt. Darüber hinaus konnte gezeigt werden, wie sich die Parameter des Mechanismus der Ablösung an der runden Vorderkante mit Variation der geometrischen und strömungsphysikalischen Randbedingungen ändert. Die Ergebnisse dieser Arbeit leisten eine Unterstützung für den Entwurf von Konfigurationen mit gepfeilten Flügelgrundrissen und runder Vorderkantenkontur. Die umfangreichen Sensitivitätsstudien können genutzt werden, um zu beurteilen, wie sich die Strömungstopologie und damit das aerodynamische Verhalten ändert, wenn man die in dieser Arbeit diskutierten strömungsphysikalischen und geometrischen Parameter variiert.

Literaturverzeichnis

- [1] SCHÜTTE, A. ; HUBER, K.C. ; BOELENS, O.J.: Static and dynamic numerical simulations of a generic UCAV configuration with and without control devices. *AIAA Paper 2014-2132* (2014).
- [2] HUMMEL, D. ; REDEKER, G.: A new Vortex Flow Experiment for computer code validation. *RTO AVT Meeting Proceedings, RTO-MP-069-I*, S. 8-1 – 8-31 (2001).
- [3] HUMMEL, D.: The Second International Vortex Flow Experiment (VFE-2): Objectives and first results. *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 220, Nr. 6, S. 559-568 (2006).
- [4] HUMMEL, D.: Review of the Second International Vortex Flow Experiment (VFE-2). *AIAA Paper 2008-377* (2008).
- [5] CHU, J. ; LUCKRING, J.M.: Experimental Surface Pressure Data Obtained on 65-Degree Delta Wing Across Reynolds Number and Mach Number Ranges. *NASA TM-4645*, Vol. 1-4 (1996).
- [6] LE ROY, J. F. ; RODRIGUEZ, O. ; KURUN, S.: Experimental and CFD contribution – delta wing vortical flow understanding. *AIAA Paper 2008-0380* (2008).
- [7] FURMAN, A. ; BREITSAMTER, Ch.: Turbulent and unsteady flow characteristics of delta wing vortex systems. *AIAA Paper 2008-0381* (2008).
- [8] COTON, F. ; MAT, S. ; GALBRAITH, R.: Low speed wind tunnel characterization of the VFE-2 wing. *AIAA Paper 2008-0382* (2008).
- [9] KONRATH, R. ; KLEIN, Ch. ; SCHROEDER, A.: PSP and PIV investigations on the VFE-2 configuration in sub- and transonic flow. *AIAA Paper 2008-0379* (2008).
- [10] LUCKRING, J. M.: Initial experiments and analysis of vortex flow on blunt edged delta wings. *AIAA Paper 2008-0378* (2008).
- [11] FRITZ, W.: Numerical simulation of the peculiar subsonic flow-field about the VFE-2 delta wing with rounded leading edge. *AIAA Paper 2008-0393* (2008).
- [12] SCHIAVETTA, L. A. ; BOELENS, O. J. ; CRIPPA, S. ; CUMMINGS, R. M. ; FRITZ, W. ; BADCOCK, K. J.: Shock effects on delta wing vortex breakdown. *AIAA Paper 2008-0395* (2008).
- [13] CUMMINGS, R. M. ; SCHÜTTE, A.: Detached-eddy simulation of the vortical flow field about the VFE-2 delta wings. *AST - Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, Nr. 1, S. 66-76 (2013).
- [14] CRIPPA, S. ; RIZZI, A.: Steady, subsonic CFD analysis of the VFE-2 configuration and comparison – wind tunnel data. *AIAA Paper 2008-0397* (2008).
- [15] GÜRDAMAR, E. ; ORTAKAYA, Y. ; KAYA, S. ; KORKEM, B.: Some factors influencing the vortical flow structures on delta wings. *AIAA Paper 2008-0394* (2008).

- [16] FRITZ, W. ; CUMMINGS, R. M.: What was learned from the numerical simulations for the VFE-2? *AIAA Paper 2008-0399* (2008).
- [17] SCHÜTTE, A. ; LÜDEKE, H.: Numerical investigations on the VFE-2 65-degree rounded leading edge delta wing using the unstructured DLR TAU-Code. *AST - Aerospace Science and Technology*, Vol. 24, Nr. 1, S. 56-65 (2013).
- [18] REIN, M. ; HÖHLER, G. ; SCHÜTTE, A. ; BERGMANN, A. ; LÖSER, T.: Ground-based simulation of complex maneuvers of a delta wing aircraft. *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 45, Nr. 1, S. 286-291 (2008).
- [19] SCHÜTTE, A. ; EINARSSON, G. ; RAICHLE, A. ; SCHÖNING, B. ; MÖNNICH, W. ; NEUMANN, J. ; ARNOLD, J. ; ALRUTZ, T. ; HEINECKE, J. ; FORKERT, T. ; SCHUMANN, H.: Prediction of the unsteady behavior of maneuvering aircraft by CFD aerodynamic, flight-mechanic and aeroelastic coupling. *NATO RTO/AVT Meeting Proceeding, RTO-AVT-MP-123*, S. 11-1 – 11-20 (2005).
- [20] SCHÜTTE, A. ; EINARSSON, G. ; RAICHLE, A. ; SCHÖNING, B. ; ORLT, M. ; NEUMANN, J. ; ARNOLD, J. ; MÖNNICH, W. ; FORKERT, T.: Numerical simulation of maneuvering aircraft by aerodynamic, flight mechanics and structural mechanics coupling. *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 46, Nr. 1, S. 53-64 (2009).
- [21] SCHÜTTE, A. ; REIN, M. ; HÖHLER, G.: Experimental and numerical aspects of simulating unsteady flows around the X-31 configuration. *Proc. IMechE - J. Aerospace Engineering*, Vol. 223 Part G, S. 309-321 (2009).
- [22] SCHÜTTE, A. ; CUMMINGS, R.M. ; LOESER, T.: An integrated computational/experimental approach - X-31 stability & control estimation. *AST - Aerospace Science and Technology*, Vol. 20, Nr. 1, S. 2-11 (2011).
- [23] SCHÜTTE, A. ; BOELEN, O. ; LOESER, T. ; OEHLKE, M.: Prediction of the flow around the X-31 aircraft using two different CFD methods. *AIAA Paper 2010-4692* (2010).
- [24] BOELEN, O.J.: CFD analysis of the flow around the X-31 aircraft at high angle of attack. *AIAA Paper 2009-3628* (2009).
- [25] JIRASEK, A. ; CUMMINGS, R.M.: Application of Volterra functions – X-31 aircraft model motion. *AIAA Paper 2009-3629* (2009).
- [26] LOESER, T. ; VICROY, D. ; SCHÜTTE, A.: SACCON static wind tunnel tests at DNW-NWB and 14'x22' NASA LaRC. *AIAA Paper 2010-4393* (2010).
- [27] VICROY, D. ; LOESER, T.: SACCON dynamic wind tunnel tests at DNW-NWB and 14'x22' NASA LaRC. *AIAA Paper 2010-4394* (2010).
- [28] KONRATH, R. ; ROOSENBOOM, E. ; SCHRÖDER, A. ; PALLEK, D. ; OTTER, D.: Static and dynamic SACCON PIV tests - part II: Aft flow field. *AIAA Paper 2010-4396* (2010).
- [29] GILLIOT, A.: Static and dynamic SACCON PIV tests - Part I: Forward flowfield. *AIAA Paper 2010-4395* (2010).
- [30] FRINK, N.: Strategy for dynamic CFD simulations on SACCON configuration. *AIAA Paper 2010-4559* (2010).
- [31] VALLESPIN, D. ; RONCH, A. ; BADCOCK, K. ; BOELEN, O.: SACCON CFD simulations using structured grid approaches. *AIAA Paper 2010-4560* (2010).
- [32] TORMALM, M. ; SCHMIDT, S.: Computational study of static and dynamic vortical flow over the delta wing SACCON configuration using the FOI flow solver Edge. *AIAA*

Paper 2010-4561 (2010).

- [33] LE ROY, J. ; MORGAND, S.: SACCON CFD static and dynamic derivatives using elsA. *AIAA Paper 2010-4562 (2010).*
- [34] CUMMINGS, R.M. ; PETTERSON, K. ; JIRASEK, A. ; SCHMIDT, S.: SACCON static and dynamic motion flow physics simulation using Cobalt. *AIAA Paper 2010-4691 (2010).*
- [35] SCHÜTTE, A. ; HUMMEL, D. ; HITZEL, S.: Flow physics analyses of a generic unmanned combat aerial vehicle configuration. *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 49, Nr. 6, S. 1638-1651 (2012).
- [36] HUBER, K.C. ; SCHÜTTE, A. ; REIN, M.: Numerical investigation of the aerodynamic properties of a flying wing configuration. *AIAA Paper 2012-3325 (2012).*
- [37] ZIMPER, D. ; REIN, M.: Experimental and numerical analysis of the transonic vortical flow over a generic lambda wing configuration. *AIAA Paper 2014-2005 (2014).*
- [38] ZIMPER, D. ; HUMMEL, D.: Analysis of the transonic flow around a generic UCAV configuration. *AIAA Paper 2014-2266 (2014).*
- [39] HUBER, K.C. ; VICROY, D.D. ; SCHÜTTE, A. ; HÜBNER, A.-R.: UCAV model design and static experimental investigations to estimate control device effectiveness and stability & control capabilities. *AIAA Paper 2014-2002 (2014).*
- [40] VICROY, D.D. ; HUBER, K.C. ; LOESER, T.D. ; ROHLF, D.: Low-speed Dynamic Wind Tunnel Test Analysis of a Generic 53° Swept UCAV Configuration. *AIAA Paper 2014-2003 (2014).*
- [41] REIN, M. ; IRVING, J. ; RIGBY, G. ; BIRCH, T.J.: High speed static experimental investigations to estimate control device effectiveness and stability & control capabilities. *AIAA Paper 2014-2004 (2014).*
- [42] FRINK, N.T.: Stability and Control CFD Investigations of a Generic 53-deg Swept UCAV Configuration. *AIAA Paper 2014-2133 (2014).*
- [43] HITZEL, S.M. ; ZIMPER, D.: Model Scale and "Real" Flight of Generic UCAV and Advanced Combat Aircraft - An Industrial Perspective. *AIAA Paper 2014-2267 (2014).*
- [44] KENNETT, D.J. ; HOHOLIS, G. ; BADCOCK, K.J.: Numerical Simulation of Control Surface Deflections over a Generic UCAV configuration at Off-design Flow Conditions. *AIAA Paper 2014-2134 (2014).*
- [45] LOFTHOUSE, A.J. ; GHOREYSHI, M. ; JIRASEKA. ; CUMMINGS, R.M.: Static and Dynamic Simulations of a Generic UCAV Geometry Using the Kestrel Flow Solver. *AIAA Paper 2014-2264 (2014).*
- [46] JIRASEK, A. ; CUMMINGS, R.M. ; SCHÜTTE, A. ; HUBER, K.C.: The NATO STO AVT-201 Task Group on Extended assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air Vehicles: Summary, Conclusions and Lessons Learned. *AIAA Paper 2014-2394 (2014).*
- [47] SCHÜTTE, A. ; HUBER, K.C. ; BOELENS, O.J.: Static and dynamic numerical simulations of a generic UCAV configuration with and without control devices. *AIAA Paper 2014-2132 (2014).*
- [48] BOELENS, O.J. ; LUCKRING, J.M.: A Reduced-Complexity Investigation of Blunt Leading-Edge Separation Motivated by UCAV Aerodynamics. *AIAA Paper 2015-0061 (2015).*

- [49] BOELENS, O.J. ; LUCKRING, J.M. ; BREITSAMTER, C. ; HÖVELMANN, A. ; KNOTH, F. ; MALLOY, D.J. ; DECK, S.: Numerical and Theoretical Considerations for the Design of the AVT-183 Diamond-Wing Experimental Investigations. *AIAA Paper 2015-0062* (2015).
- [50] HÖVELMANN, A. ; BREITSAMTER, C.: Leading-Edge Roughness Effects on the Flow Separation Onset of the AVT-183 Diamond Wing Configuration . *AIAA Paper 2015-0063* (2015).
- [51] HÖVELMANN, A. ; GRAWUNDER, M. ; BUZICA, A. ; BREITSAMTER, C.: Experimental Analyses on the Flow Field Characteristics of the AVT-183 Diamond Wing Configuration . *AIAA Paper 2015-0064* (2015).
- [52] HITZEL, S.M. ; BOELENS, O.J. ; HÖVELMANN, A.: Vortex Development on the AVT-183 Diamond Wing Configuration - Numerical and Experimental Findings. *AIAA Paper 2015-0089* (2015).
- [53] FRINK, N.T.: Numerical Analysis of Incipient Separation on 53-Deg Swept Diamond Wing. *AIAA Paper 2015-0088* (2015).
- [54] GALLE, M. ; GERHOLD, T. ; EVANS, J.: Technical Documentation of the DLR TAU-Code. *DLR-IB 233-97/A43* (1997).
- [55] GERHOLD, T. ; GALLE, M. ; FRIEDRICH, O. ; EVANS, J.: Calculation of complex three-dimensional configurations employing the DLR TAU-Code. *AIAA Paper 97-0167* (1997).
- [56] GERHOLD, T.: Overview of the Hybrid RANS Code TAU. *NNFM*, Vol. 89, S. 81-92 (2005).
- [57] SCHWAMBORN, D. ; GERHOLD, T. ; HEINRICH, R.: The DLR TAU-Code: Recent applications in research and industry. *Proceedings of „European Conference on Computational Fluid Dynamics“ ECCOMAS CDF, Delft, The Netherland* (2006).
- [58] DLR: Technical Documentation of the DLR TAU-Code - Release 2013.2.0. *DLR Technical Report, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik* (2013).
- [59] DLR: TAU-Code User Guide - Release 2013.2.0. *DLR Technical Report, Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik* (2013).
- [60] JAMESON, A. ; SCHMIDT, W. ; TURKEL, E.: Numerical solution of the Euler equations by finite volume methods using Runge-Kutta time stepping schemes. *AIAA Paper 81-1259* (1981).
- [61] ALLMARAS, S.R. ; JOHNSON, F.T. ; SPALART, P.R.: Modifications and clarifications for the implementation of the Spalart-Allmaras turbulence model. *ICCFD7 Proceedings, ICCFD7-1902* (2012).
- [62] LUCKRING, J. M.: Initial experiments and analysis of vortex flow on blunt edged delta wings. *AIAA Paper 2008-0378* (2008).
- [63] CUMMINGS, R.M. ; SCHÜTTE, A.: The NATO STO Task Group AVT-201 on „Extended Assessment of Stability and Control Prediction Methods for NATO Air Vehicles“. *AIAA Paper 2014-2000* (2014).
- [64] KULFAN, B. M.: Universal parametric geometry representation method. *Journal of Aircraft*, Vol. 45, Nr. 1, S. 142-158 (2008).
- [65] KUNZE, P. ; HIMISCH, J. ; WUNDERLICH, T.: Untersuchung von Parametrisierungsmethoden und Zielfunktionen zur Optimierung von Profilen eines transsonischen Tragflügels. *DLR Interner Bericht, IB 124-2009/7* (2009).

-
- [66] JENKINS, D.R. ; LANDIS, T. ; MILLER, J.: AMERICAN X-VEHICLES - Centennial of Flight Edition: An Inventory 2014 X-1 to X-50. *Monographs in Aerospace History, no. 31, SP-2003-4531* (2013).
- [67] LOUIS, J. ; MARCHETTO, A. ; MARETSIS, M. ; MIJARES, F.: nEUROn: An international cooperation to enhance innovation. *ICAS General Lecture* (2014).
- [68] RAUEN, A.: Eurofighter Typhoon. *ICAS General Lecture* (2008).
- [69] BERTIN, J.J. ; CUMMINGS, R.M.: Aerodynamics for Engineers. *Prentice Hall, 6 edition* (2009).
- [70] CENTAURSOFT: <http://www.centaurosoft.com>. *Webseite*.
- [71] POLHAMUS, E.C.: Leading-edge-suction analogy of vortex lift to drag due to lift of sharp-edge delta wings. *NASA TN D-3767* (1966).
- [72] SCHLICHTING, H. ; TRUCKENBRODT, E.: Aerodynamik des Flugzeugs, Bd. 2. *Springer, Berlin* (1969).

Tabellenverzeichnis

1	Konfigurationen	55
2	Größe der Rechennetze	56
3	Parameter der Rechennetze	56
4	Testfälle Teil 1	57
5	Testfälle Teil 2	58
6	Testfälle Teil 3	59
7	Testfälle Teil 4	60

Tabellen

Konfiguration	Radienverlauf	Vorderkantenradius r_N	Pfeilwinkel φ
Konstant-r001-phi53	konstant	0,001	53°
Konstant-r002-phi45	konstant	0,002	45°
Konstant-r002-phi53	konstant	0,002	53°
Konstant-r002-phi60	konstant	0,002	60°
Konstant-r002-phi65	konstant	0,002	65°
Konstant-r003-phi45	konstant	0,003	45°
Konstant-r003-phi53	konstant	0,003	53°
Konstant-r003-phi60	konstant	0,003	60°
Konstant-r003-phi65	konstant	0,003	65°
Konstant-r004-phi45	konstant	0,004	45°
Konstant-r004-phi53	konstant	0,004	53°
Konstant-r004-phi60	konstant	0,004	60°
Konstant-r004-phi65	konstant	0,004	65°
Konstant-r005-phi53	konstant	0,005	53°
Ansteigend-r001-r003-phi53	ansteigend	0,001–0,003	53°
Abnehmend-r003-r001-phi53	abnehmend	0,003–0,001	53°

Tabelle 1: Konfigurationen

Konfiguration	Netzpunktzahl
Konstant-r001-phi53	$27,4 \cdot 10^6$
Konstant-r002-phi45	$17,0 \cdot 10^6$
Konstant-r002-phi53	$26,9 \cdot 10^6$
Konstant-r002-phi60	$27,8 \cdot 10^6$
Konstant-r002-phi65	$28,0 \cdot 10^6$
Konstant-r003-phi45	$17,8 \cdot 10^6$
Konstant-r003-phi53	$27,9 \cdot 10^6$
Konstant-r003-phi60	$33,2 \cdot 10^6$
Konstant-r003-phi65	$39,0 \cdot 10^6$
Konstant-r004-phi45	$17,6 \cdot 10^6$
Konstant-r004-phi53	$27,8 \cdot 10^6$
Konstant-r004-phi60	$25,4 \cdot 10^6$
Konstant-r004-phi65	$27,1 \cdot 10^6$
Konstant-r005-phi53	$27,5 \cdot 10^6$
Ansteigend-r001-r003-phi53	$28,4 \cdot 10^6$
Abnehmend-r003-r001-phi53	$27,9 \cdot 10^6$

Tabelle 2: Größe der Rechennetze

Erster Wandabstand y_W	$8 \cdot 10^{-6} \cdot c_{ref}$
Anzahl der Prismenschichten	35
Bereich der Verfeinerung an der Vorderkante	$0 \text{ bis } 3 \cdot 10^{-3} \cdot c_{ref}$
Zellgröße im Bereich der Vorderkante	$2 \cdot 10^{-4} \cdot c_{ref}$
Zellgröße auf der Oberfläche	$1 \cdot 10^{-2} \cdot c_{ref}$
Dimension des Bereichs für die Verfeinerung um den Flügel	
Höhe	$0,3 \cdot c_{ref}$
Breite	$1,1 \cdot s$
Tiefe	$1,6 \cdot c_{ref}$
Zellgröße innerhalb des Verfeinerungsbereiches	$1 \cdot 10^{-2} \cdot c_{ref}$

Tabelle 3: Parameter der Rechennetze

Konfiguration	r_N [-]	φ [°]	Re_∞ [-]	Ma_∞ [-]	Anstellwinkel α [°]										
variabler Vorderkantennasenradius															
ansteigender Radius	5-15	53	$52,6 \cdot 10^6$	0,4				6		7	7,25	8	9	10	
											7,5				
											7,75				
abnehmender Radius	5-15	53	$52,6 \cdot 10^6$	0,4				6	6,5	7		8	9	10	
Konfiguration	r_N [-]	φ [°]	Re_∞ [-]	Ma_∞ [-]	Anstellwinkel α [°]										
konstanter Vorderkantennasenradius															
	5	53	$52,6 \cdot 10^6$	0,4	5	5,5	6		7		8		9	10	
						5,75									
	25	53	$52,6 \cdot 10^6$	0,4									10		13
															11,75

Tabelle 4: Testfälle Teil 1

Konfiguration	r_N [-]	φ [°]	Re_∞ [-]	Ma_∞ [-]	Anstellwinkel α [°]									
konstanter Vorderkantennasenradius Pfeilwinkeleinfluss														
	10	45	$52,6 \cdot 10^6$	0,4								10	11	
		53						8	8,25	9		10	11	
									8,5					
		60									10	11		
		65									10	11		
	15	45	$52,6 \cdot 10^6$	0,4								10	11	
		53						8	9	9,5	10	11	12	
										9,75				
		60									10	11	12	
		65									10	11	12	
	20	45	$52,6 \cdot 10^6$	0,4								10	11	
		53									10	10,5	11	12
												10,75		
		60									10		11	12
		65									10		11	12

Tabelle 5: Testfälle Teil 2

Konfiguration	r_N [-]	φ [°]	Re_∞ [-]	Ma_∞ [-]	Anstellwinkel α [°]											
konstanter Vorderkantennasenradius Machzahleinfluss																
	15	45	$52,6 \cdot 10^6$	0,3										11	12	
				0,4								10		11		
				0,5										11		
				0,6										11		
	15	53	$52,6 \cdot 10^6$	0,3										11	12	13
				0,4						8		9	9,5	10	11	12
												9,75				
				0,5										11	12	
				0,6										11	12	

Tabelle 6: Testfälle Teil 3

Konfiguration	r_N [-]	φ [°]	Re_∞ [-]	Ma_∞ [-]	Anstellwinkel α [°]											
konstanter Vorderkantennasenradius Machzahleinfluss																
	15	60	$52,6 \cdot 10^6$	0,3											11	12
				0,4									10		11	12
				0,5									10		11	
				0,6									10		11	
	15	65	$52,6 \cdot 10^6$	0,3											11	12
				0,4									10		11	12
				0,5											11	12
				0,6											11	12

Tabelle 7: Testfälle Teil 4

Bilderverzeichnis

1	Ergebnis der numerischen Berechnung der komplexen Wirbelströmung um eine generische militärische Konfiguration mit hohem Vorderkantenpfeilwinkel und variabler Vorderkantenkontur [1].	1
2	Ergebnis der numerischen Berechnung an einem Deltaflügel mit scharfer (links) und runder Vorderkante (rechts). Dargestellt sind Stromlinien im Feld ausgehend von der Flügelnase in der $z=0$ Ebene.	3
3	VFE-2 Deltaflügel in der Messstrecke des NTF-„National Transonic Facility“, NASA Langley Research Centre in Chu and Luckring [5].	71
4	Oberflächengeometrie des VFE-2 Deltaflügels mit Darstellung des Rechennetzes in der Symmetrieebene [17].	71
5	VFE-2 Rechennetztopologie: Prismenschicht nahe der Wand (rot) sowie die kreisförmigen Verfeinerungen der Tetraeder im Feld (blau) [17].	72
6	VFE-2 Oberflächendruckverteilung: Vergleich Rechnung CFD Verfahren TAU (SA-Turbulenzmodell)/ PSP Messung [17].	72
7	VFE-2: c_P -Verteilung und Wandstromlinien: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ [17].	73
8	VFE-2: c_P -Verteilung und Stromlinien im Feld: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ [17].	73
9	VFE-2: c_P -Verteilung: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ ($c_{ref} = c_r$) [17].	74
10	VFE-2: c_P -Verteilung: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ ($c_{ref} = c_r$) [17].	74
11	X-31 Windkanalmodell in der Messstrecke des DNW-NWB [21].	75
12	Topologie des hybriden Rechennetzes um die X-31 Konfiguration [23].	75
13	Berechnete Wirbeltopologie um die X-31 Konfiguration mit dem CFD-Verfahren DLR TAU[23].	76
14	X-31-Konfiguration: c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment bei $x/c_r = 0,6$ und $0,7$; $\alpha = 14^\circ$; $Ma_\infty = 0,12$; $Re_\infty = 2,07 \cdot 10^6$ [23].	76
15	DLR-F17 (SACCON) generische UCAV Modellkonfiguration im DNW-NWB [35].	77
16	SACCON Geometrie [35].	77
17	DLR-F17 (SACCON) Konfiguration: Nasenradius und Verwindung entlang der Spannweite [35].	78
18	DLR-F17 (SACCON) Rechennetztopologie [35].	78

19	DLR-F17 (SACCON): Auftrieb, Widerstand und Nickmoment über dem Anstellwinkel, Vergl. CFD/Exp. [35].	79
20	Berechnete Wirbeltopologie der DLR-F17 Konfiguration für zwei spezifische Anstellwinkel mit dem DLR CFD-Verfahren TAU [35].	79
21	DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	80
22	DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	80
23	DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	81
24	DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	81
25	DLR-F17 (SACCON): Nickmomentenverlauf über dem Anstellwinkel mit Beschreibung der Änderung der Wirbeltopologie [35].	82
26	DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Wirbeltopologie an ausgewählten Schnitten $x = \text{konst}$: $\alpha = 15^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	82
27	DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und der An- und Ablöselinien: $\alpha = 17^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	83
28	DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und An- und Ablöselinien: $\alpha = 19^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	83
29	DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und An- und Ablöselinien: $\alpha = 17^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	84
30	DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und An- und Ablöselinien: $\alpha = 19^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].	84
31	DLR-F19 (SACCON): Stromlinien im Feld ausgehend von der Flügelvorderkante: $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].	85
32	DLR-F19 (SACCON): Stromlinien im Feld ausgehend von der Flügelvorderkante: $\alpha = 10^\circ$; $\beta = -10^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].	85
33	DLR-F19 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment: $\alpha = 10^\circ$; $\beta = -10^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].	86
34	DLR-F19 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment: $\alpha = 10^\circ$; $\beta = -10^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].	86
35	NACA-64A-005 Profilgeometrie sowie verwendete veränderte Profilgeometrien mit unterschiedlichen Nasenradien.	87
36	Vergleich der Nasenradien der verwendeten Profile für eine Referenzprofiltiefe von $c_{ref}=5m$	87
37	Grundriss der Konfigurationen mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$	88

38	Grundriss der Konfigurationen mit konstantem und variablem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$	88
39	Grundriss der Konfiguration mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$	89
40	Grundriss der Konfiguration mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 65^\circ$	89
41	Netztopologie: Triangulierung der Flügelvorderkante und der Symmetrieebene.	90
42	Netztopologie: Diskretisierung der Prismenschicht zur Auflösung der Grenzschichtströmung sowie die Verfeinerung der Tetraeder im Raum zur Auflösung der dreidimensionalen Wirbelströmung über dem Flügel.	91
43	y+ Verteilung; $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	92
44	y+ Verteilung; $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	92
45	y+ Verteilung; $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	93
46	y+ Verteilung; $r_N = 0,004$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	93
47	Konvergenzverlauf stationärer TAU Rechnungen. Verlauf des Dichtresiduums sowie des Residuums für den Auftrieb und das Nickmoment. Testfall $r_N = 0,003$ ($\varphi = 53^\circ$) für Anstellwinkel $\alpha = 8^\circ$ bis 12°	94
48	Konvergenzverlauf stationärer TAU Rechnungen. Verlauf des Dichtresiduums sowie des Residuums für den Auftrieb und das Nickmoment. Testfall $r_N = 0,003$ ($\varphi = 60^\circ$) für Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ bis 11°	94
49	Konvergenzverlauf instationäre TAU Rechnung. Verlauf des Dichtresiduums sowie des Residuums für den Auftrieb und das Nickmoment innerhalb mehrerer physikalischer Zeitschritte. Testfall $r_N = 0,003$ ($\varphi = 60^\circ$) für Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ bis 11°	95
50	Konvergenzverlauf instationärer TAU Rechnungen. Vergleich der Residuen in der physikalischen Zeit: 1. $N_i = 50$; 2. $N_i = 500$. Testfall $r_N = 0,003$ für einen Anstellwinkel von $\alpha = 11^\circ$	95
51	Darstellung der Strömungsphysik des AVT-183 Deltaflügels. Wandstromlinien auf der Flügeloberfläche und Darstellung der turbulenten kinetischen Energie k/U_∞^2 an Schnitten im Strömungsfeld. CFD Verfahren USM3D; Menter-SST Turbulenzmodell, $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,15$; $Re_{\infty c_{ref}} = 2,7 \cdot 10^6$ [42].	96
52	Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	97
53	Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	98
54	Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	99
55	Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	100

56	Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der 3D Stromlinien. $r_N=0,004$; $\varphi=53^\circ$; $\alpha=11^\circ$. $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	101
57	Schubspannungs- und c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N=0,003$; $\varphi=53^\circ$; $\alpha=12^\circ$. $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	102
58	Schubspannungs- und c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante. $r_N=0,003$; $\varphi=53^\circ$; $\alpha=8^\circ$. $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	103
59	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=8^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	104
60	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=8,25^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	104
61	c_P -Verteilung an der Vorderkante für unterschiedliche Anstellwinkel. $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	105
62	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=8,5^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	106
63	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=9^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	106
64	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=10^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	107
65	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=8^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	108
66	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=8,25^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	108
67	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=8,5^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	109
68	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=9^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	109
69	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=10^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	110
70	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,001$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=10^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	111
71	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,002$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=10^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	111
72	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,003$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=10^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	112
73	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N=0,004$; $\varphi=53^\circ$. $\alpha=10^\circ$; $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	112
74	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N=0,001-0,004$; $\varphi=53^\circ$; $\alpha=10^\circ$. $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	113
75	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N=0,002$; $0,003$ und $0,004$; $\varphi=53^\circ$. $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6\cdot 10^6$	114

76	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	115
77	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	115
78	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	116
79	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	116
80	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	117
81	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	117
82	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	118
83	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	118
84	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	119
85	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	119
86	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	120
87	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	120
88	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,001-0,005$; $\varphi = 53^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	121
89	Position des Ursprungs der Wirbelentstehung an der Vorderkante in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α und Größe des Vorderkantennasenradius r_N	122
90	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 6^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	123
91	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	123
92	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,25^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	124
93	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,5^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	124
94	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,75^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	125
95	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	125
96	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 9^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	126

97	r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	126
98	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	127
99	Schubspannungs- und c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 7,75^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	128
100	Schubspannungs- und c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	128
101	Wirbeltopologie des Wirbels an der runden Vorderkante. Position ① in Bild 94.	129
102	Wirbeltopologie des Wirbels an der runden Vorderkante. Position ② in Bild 94.	129
103	r_N steigend: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$, $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 7,75^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	130
104	r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 6^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	131
105	r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 6,5^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	131
106	r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	132
107	r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	132
108	r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 9^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	133
109	r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	133
110	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich r_N abnehmend ($\alpha = 8^\circ$) und $r_N = 0,002$ ($\alpha = 8,25^\circ$); $\varphi = 53^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	134
111	Lage und Bestimmung des Momentenbezugspunkts zur Berechnung des Nickmoments.	135
112	Auftriebsbeiwert c_A über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und variablem r_N	136
113	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10,5^\circ$, $10,9^\circ$ und 11° ; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	137
114	Nickmomentenbeiwert c_M über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und variablem r_N	138
115	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 11,5^\circ$, $11,75^\circ$; 12° und 13° ; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$. Druckverteilung und Wirbellage in Verhältnis zum MBP.	139
116	Nickmomentenbeiwert c_M über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und $r_N = 0,005$. Einfluss der Lage des Momentenbezugspunkts.	140

117	Nickmomentenbeiwert c_M über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und $r_N = 0,003; 0,004; 0,005$. .	140
118	Zirkulationsverteilung entlang der Halbspannweite für zwei Flügel konstanter Tiefe vom Seitenverhältnis $\Lambda=5$ und der Pfeilung $\varphi=0^\circ$ und 45° , $\alpha = \text{konst.}$ Tragflächentheorie nach Truckenbrodt [72]	141
119	Verteilung des örtlichen Auftriebsbeiwertes entlang der Halbspannweite an Profilschnitten normal zur Vorderkante für zwei Flügel konstanter Tiefe vom Seitenverhältnis $\Lambda = 4,8$ und der Pfeilung $\varphi = 0^\circ, 45^\circ, 53^\circ, 60^\circ, 65^\circ$, $\alpha = 10^\circ$. Tragflächentheorie nach Truckenbrodt [72].	141
120	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	142
121	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	142
122	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	143
123	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	143
124	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ; 53^\circ, 60^\circ$ und 65° mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	144
125	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	145
126	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	145
127	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	146
128	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	146
129	c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante zur Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	147
130	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	148
131	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	148
132	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	149
133	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	149
134	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	150
135	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	150

136	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	151
137	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	151
138	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$; 53° , 60° und 65° mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	152
139	c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante zur Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	153
140	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$, 60° und 65° mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	154
141	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	155
142	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	155
143	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	156
144	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	156
145	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$ und 65° mit $r_N = 0,003$ und $0,004$ bei $\alpha = 10^\circ$ und 11° . $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	157
146	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	158
147	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	158
148	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	159
149	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	159
150	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	160
151	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	160
152	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	161
153	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	161
154	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3-0,6$; $\varphi = 45^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	162

155	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	163
156	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	163
157	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	164
158	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	164
159	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	165
160	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	165
161	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	166
162	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	166
163	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3-0,6$; $\varphi = 53^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	167
164	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	168
165	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	168
166	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	169
167	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	169
168	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	170
169	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	170
170	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	171
171	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	171
172	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	172
173	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	172
174	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	173
175	r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	173

176	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	174
177	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	174
178	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	175
179	r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	175
180	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3-0,6$; $\varphi = 60^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	176
181	c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3-0,6$; $\varphi = 65^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$	177
182	Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung über dem Flügel an zwei Schnitten $y/s = \text{konst.}$ TAU-Rechnung: Originalflügel mit $\varphi = 53^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,3$ und Ersatzflügel mit $\varphi = 55,5^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,3$ ($r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$).	178
183	Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung über dem Flügel an zwei Schnitten $y/s = \text{konst.}$ TAU-Rechnung: Originalflügel mit $\varphi = 53^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,3$ ($r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$). PGE-Regel: korrigierte Druckverteilung für $Ma_\infty = 0,4$ und $0,6$	179
184	Übersicht über die Entwurfsregel: Einfluss des Vorderkantennasenradius r_n , Anstellwinkel α , Pfeilwinkel φ und Machzahl Ma_∞	180

Bilder

Voruntersuchungen



Bild 3: VFE-2 Deltaflügel in der Messstrecke des NTF-„National Transonic Facility“, NASA Langley Research Centre in Chu and Luckring [5].

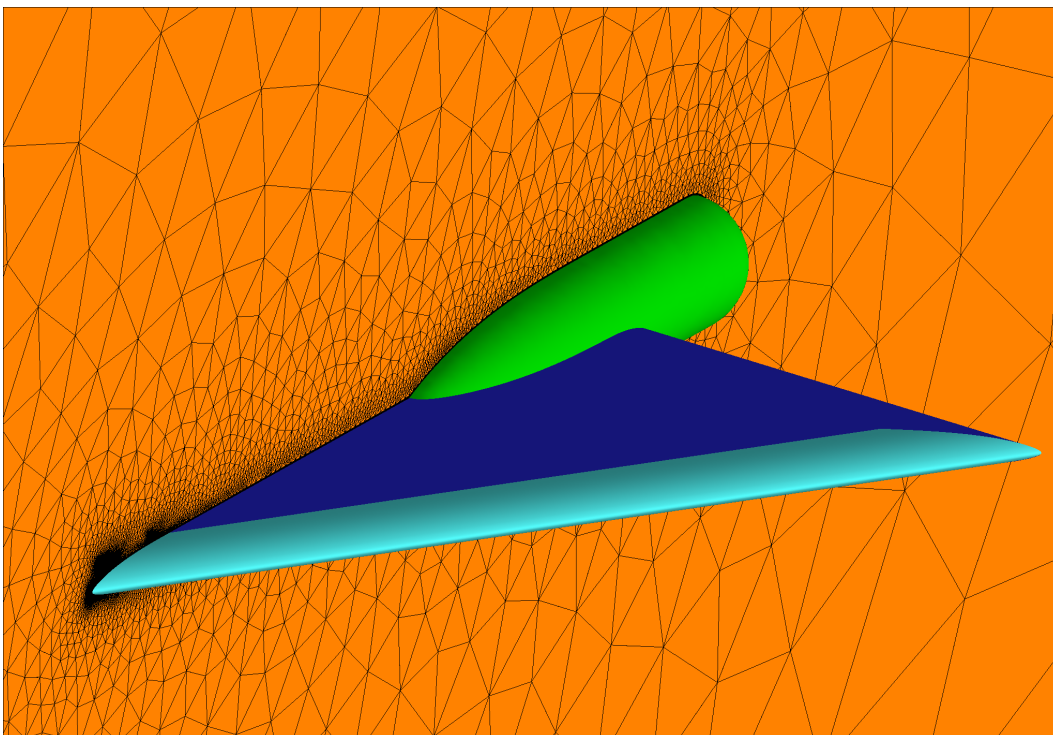


Bild 4: Oberflächengeometrie des VFE-2 Deltaflügels mit Darstellung des Rechnernetzes in der Symmetrieebene [17].

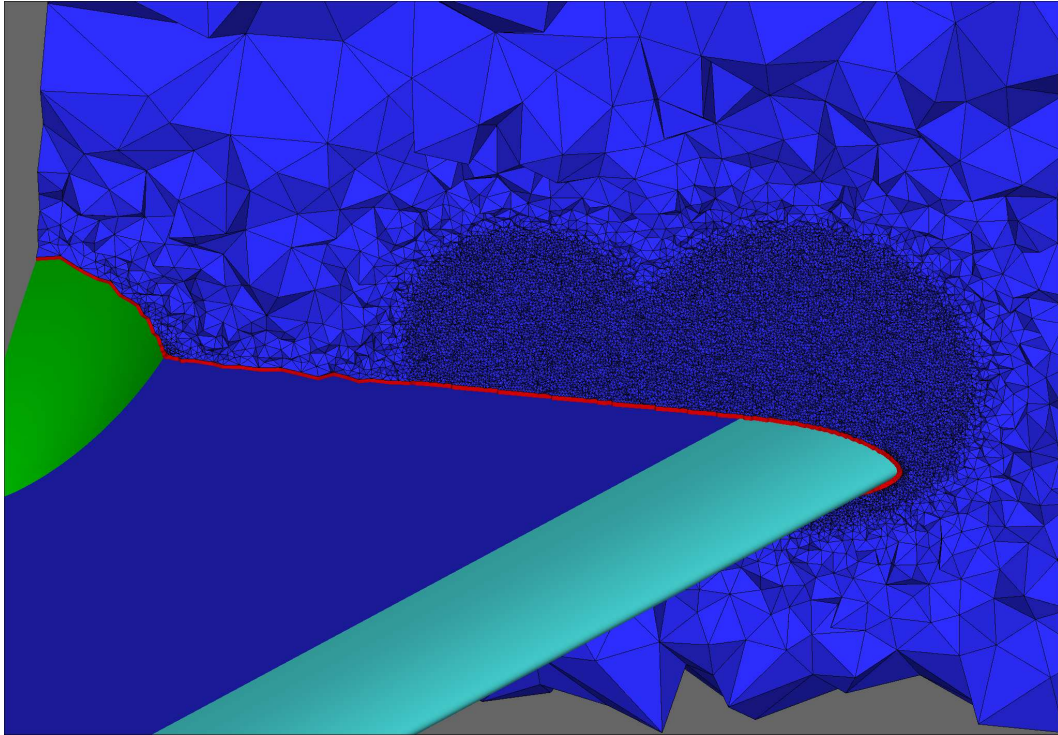


Bild 5: VFE-2 Rechennetztopologie: Prismenschicht nahe der Wand (rot) sowie die kreisförmigen Verfeinerungen der Tetraeder im Feld (blau) [17].

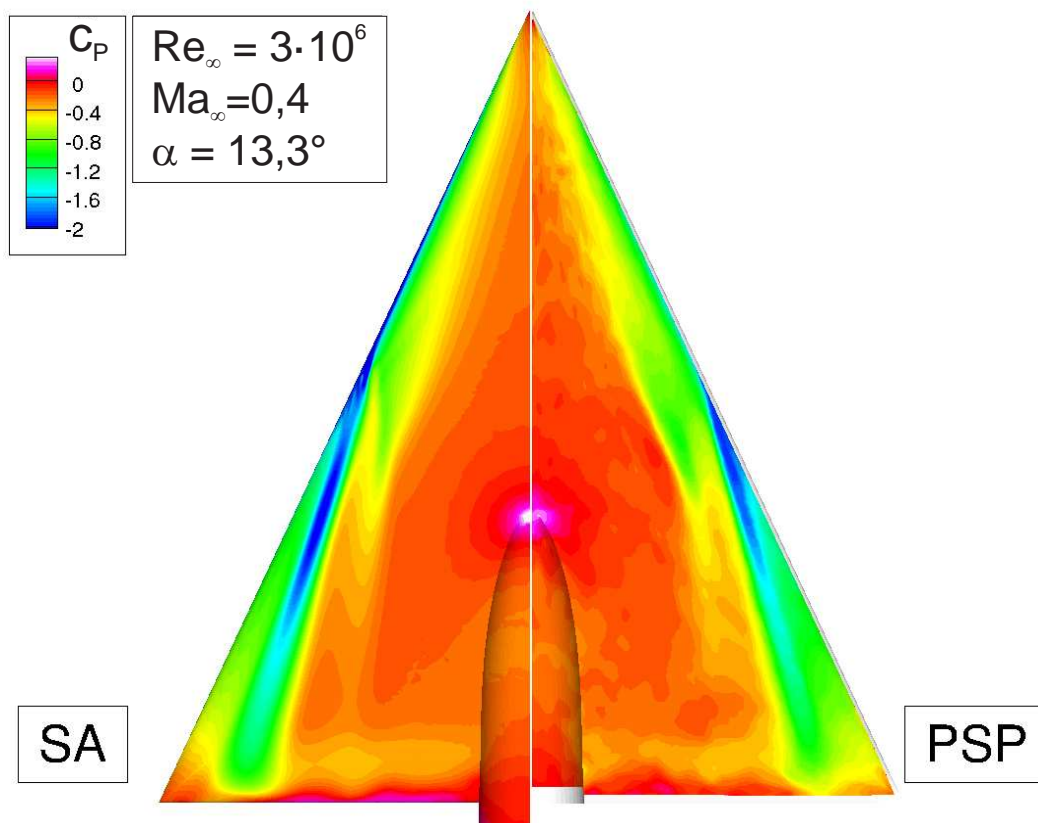


Bild 6: VFE-2 Oberflächendruckverteilung: Vergleich Rechnung CFD Verfahren TAU (SA-Turbulenzmodell)/ PSP Messung [17].

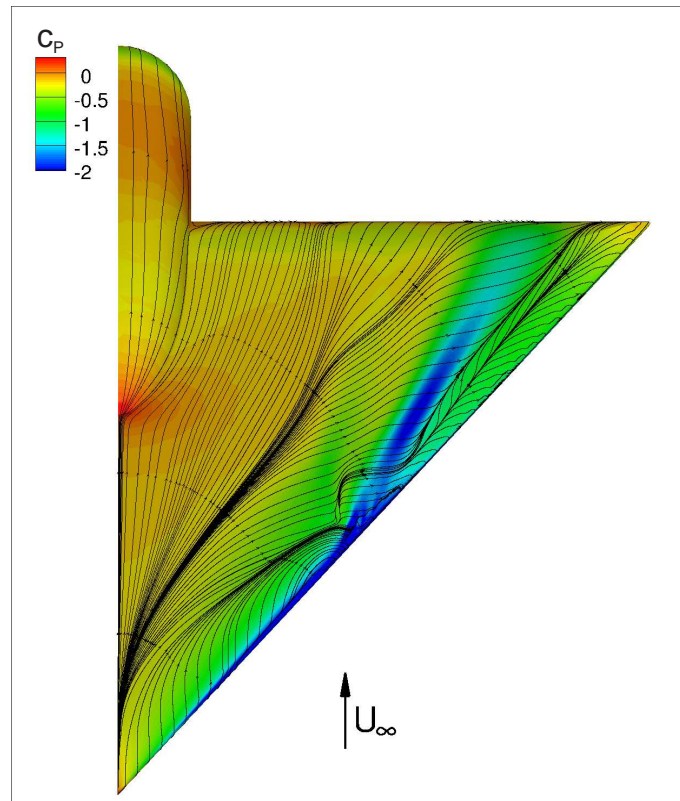


Bild 7: VFE-2: c_p -Verteilung und Wandstromlinien: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ [17].

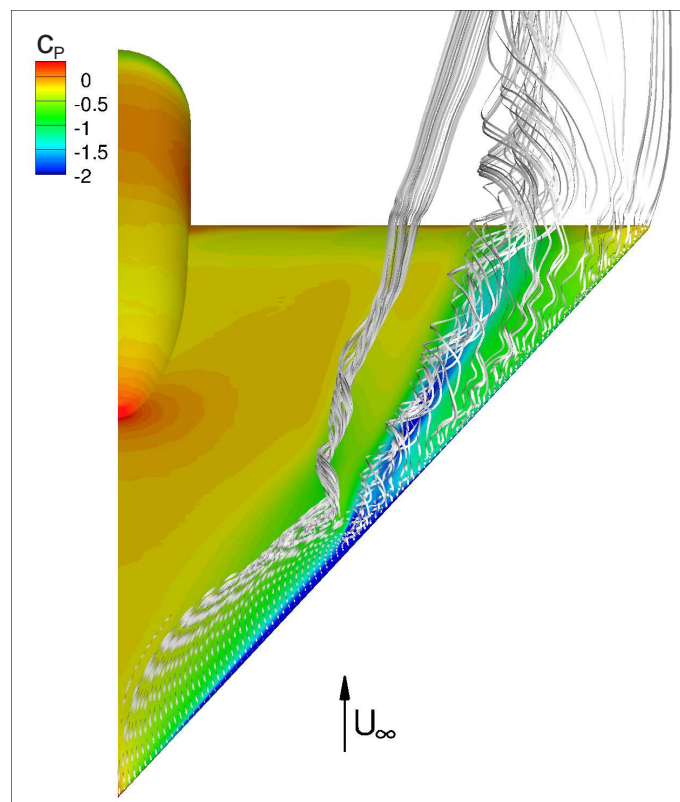


Bild 8: VFE-2: c_p -Verteilung und Stromlinien im Feld: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ [17].

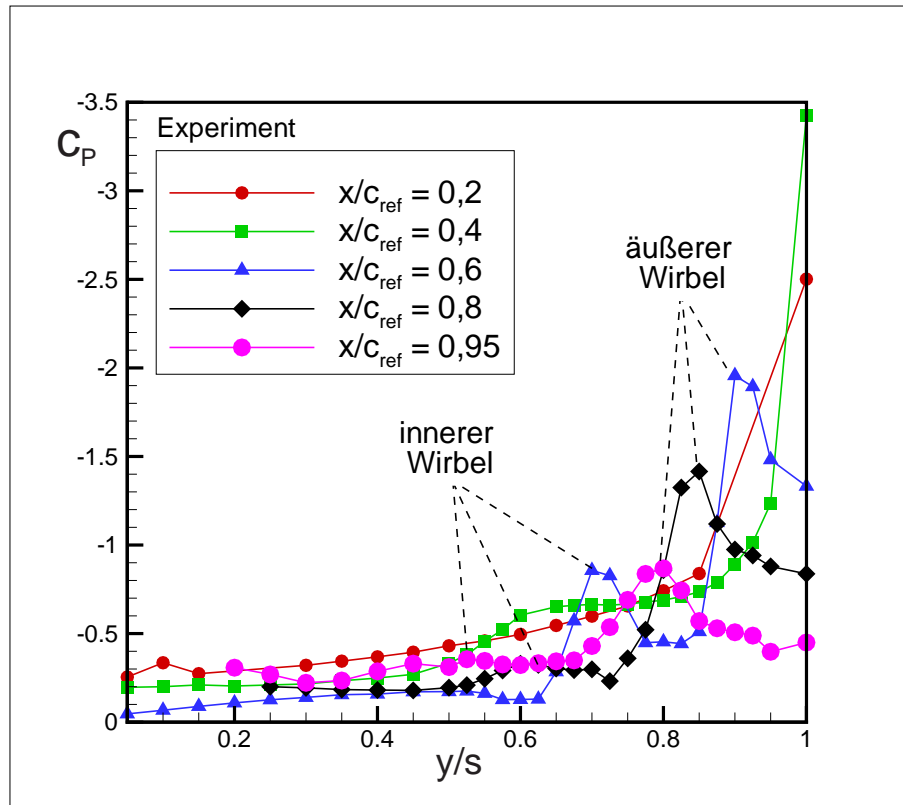


Bild 9: VFE-2: c_P -Verteilung: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ ($c_{ref} = c_r$) [17].

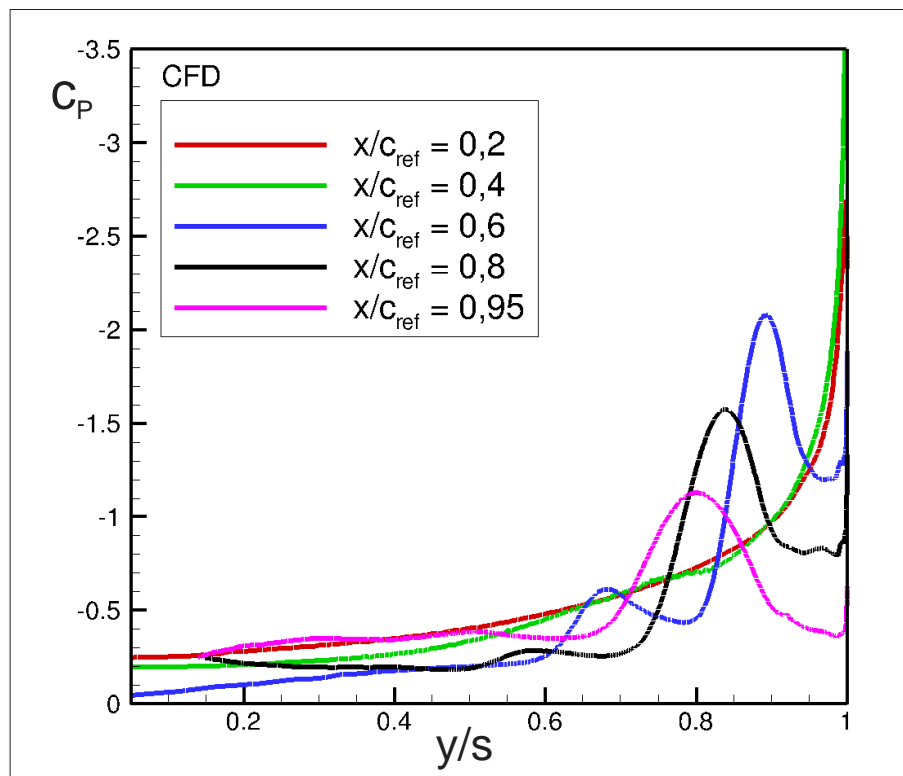


Bild 10: VFE-2: c_P -Verteilung: $\alpha = 13,3^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 3 \cdot 10^6$ ($c_{ref} = c_r$) [17].



Bild 11: X-31 Windkanalmodell in der Messstrecke des DNW-NWB [21].

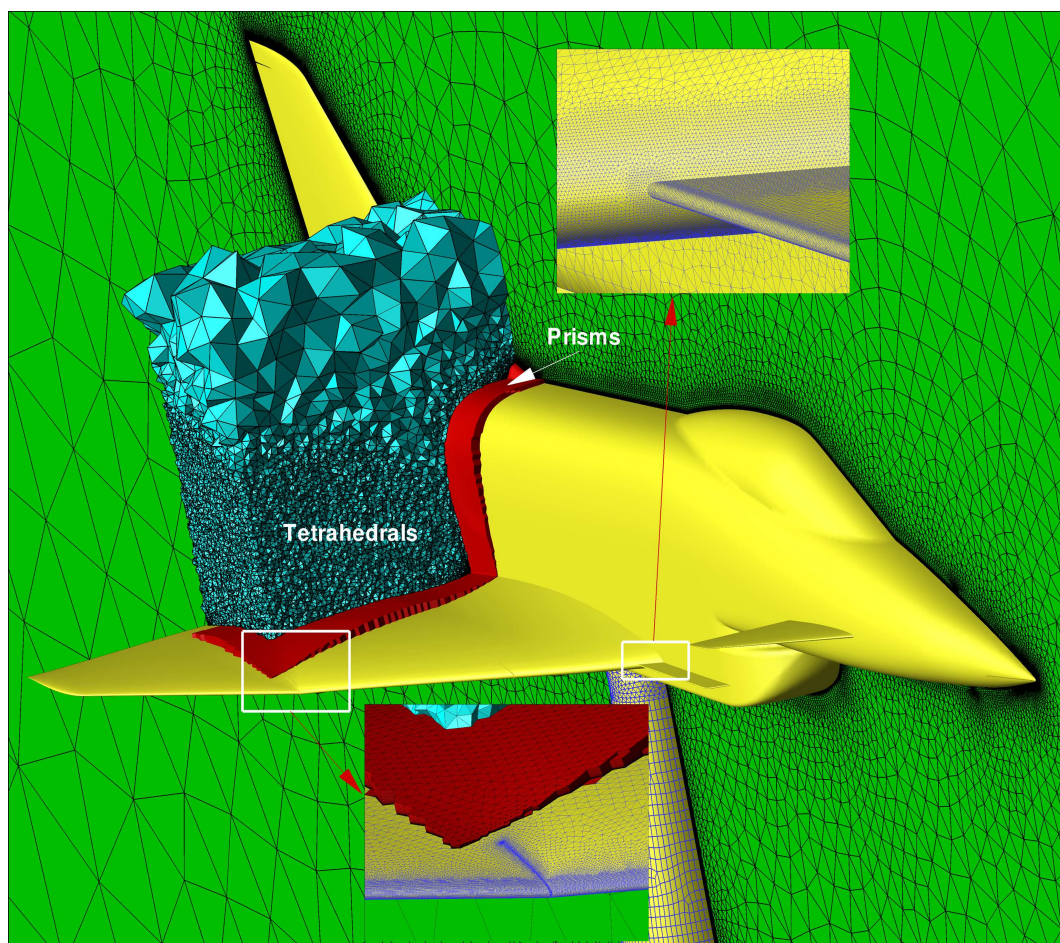


Bild 12: Topologie des hybriden Rechnetzes um die X-31 Konfiguration [23].

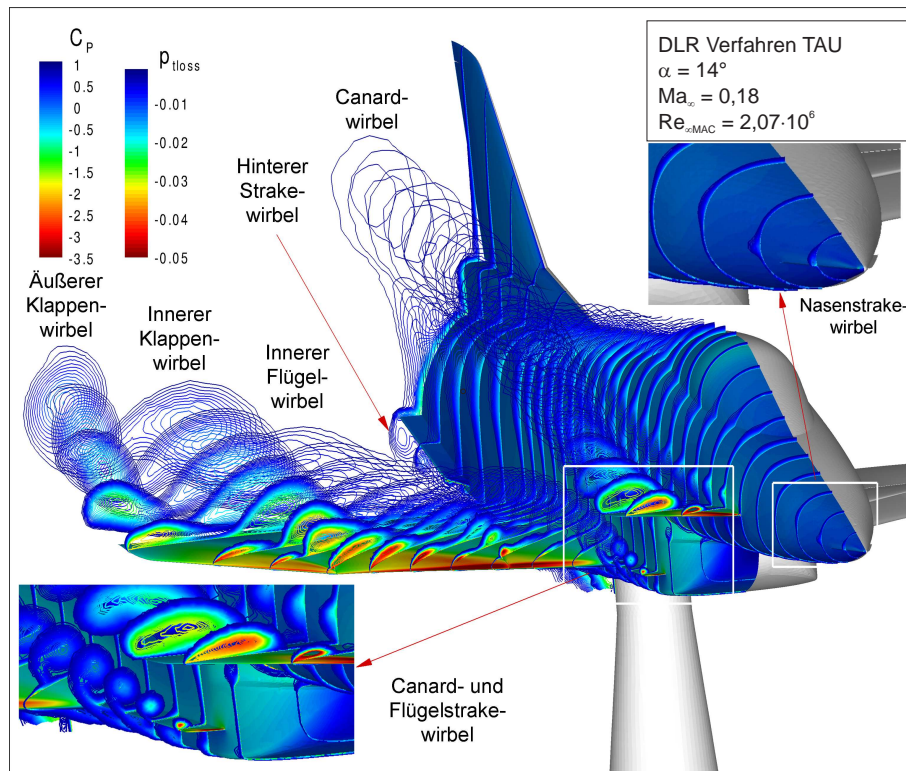


Bild 13: Berechnete Wirbeltopologie um die X-31 Konfiguration mit dem CFD-Verfahren DLR TAU[23].

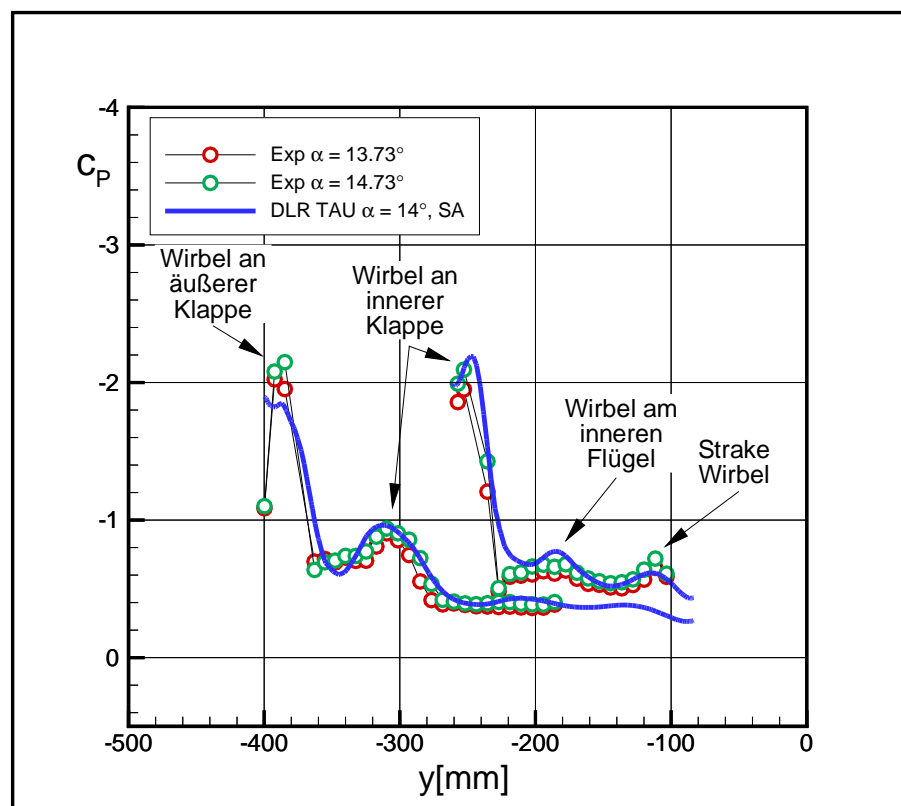


Bild 14: X-31-Konfiguration: C_p -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment bei $x/c_r = 0,6$ und $0,7$; $\alpha = 14^\circ$; $Ma_\infty = 0,12$; $Re_\infty = 2,07 \cdot 10^6$ [23].

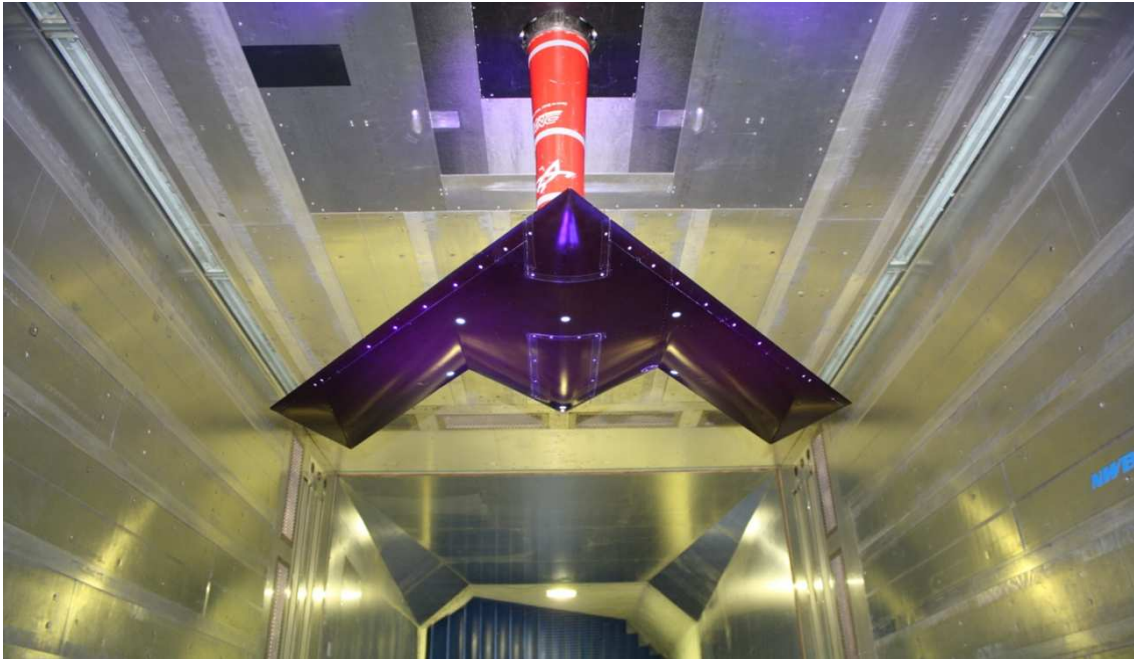


Bild 15: DLR-F17 (SACCON) generische UCAV Modellkonfiguration im DNW-NWB [35].

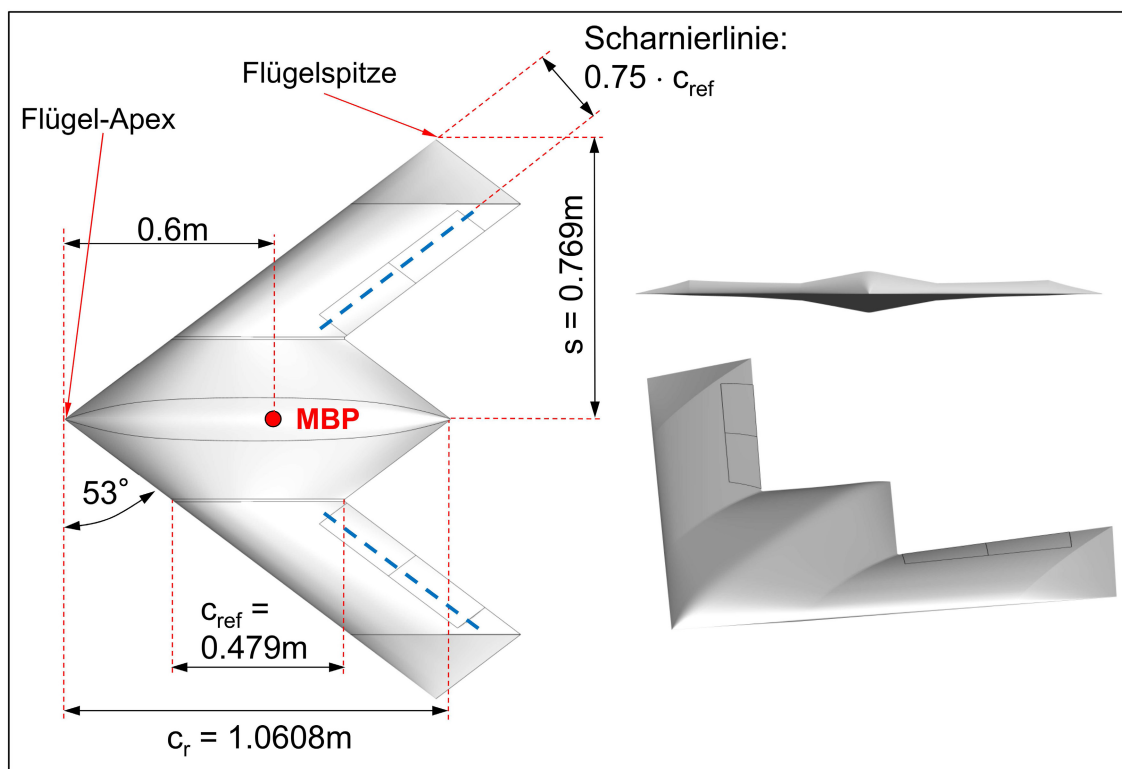


Bild 16: SACCON Geometrie [35].

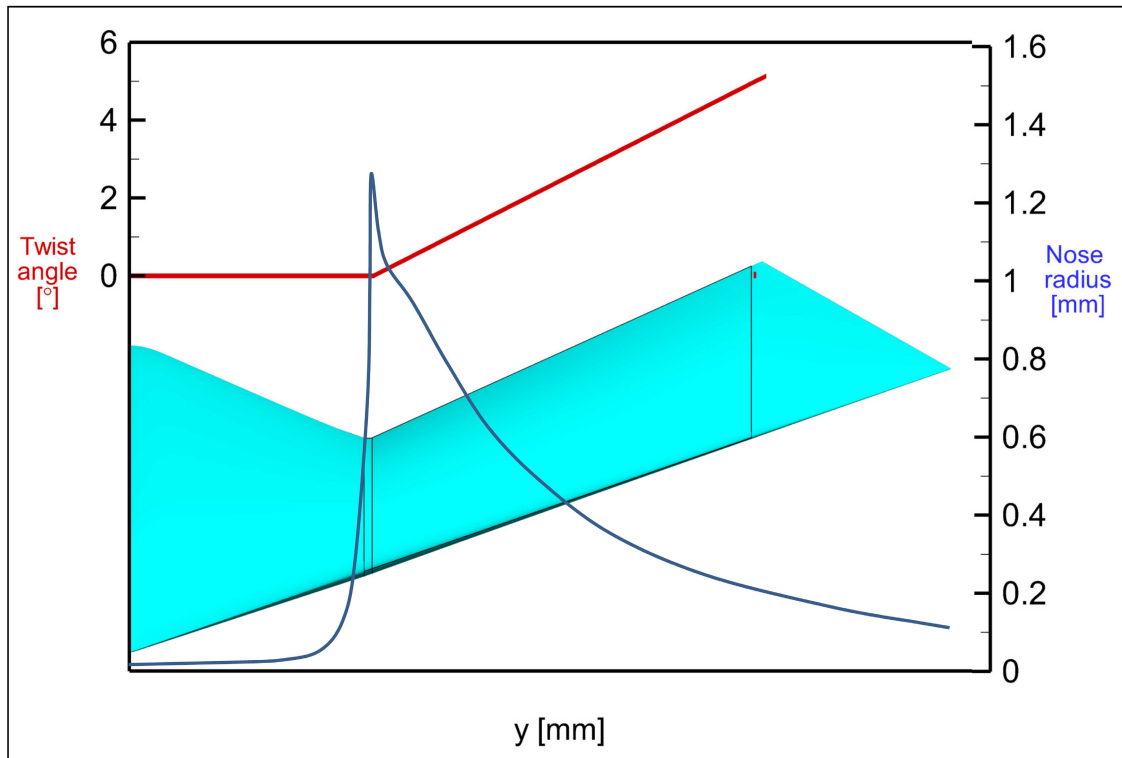


Bild 17: DLR-F17 (SACCON) Konfiguration: Nasenradius und Verwindung entlang der Spannweite [35].

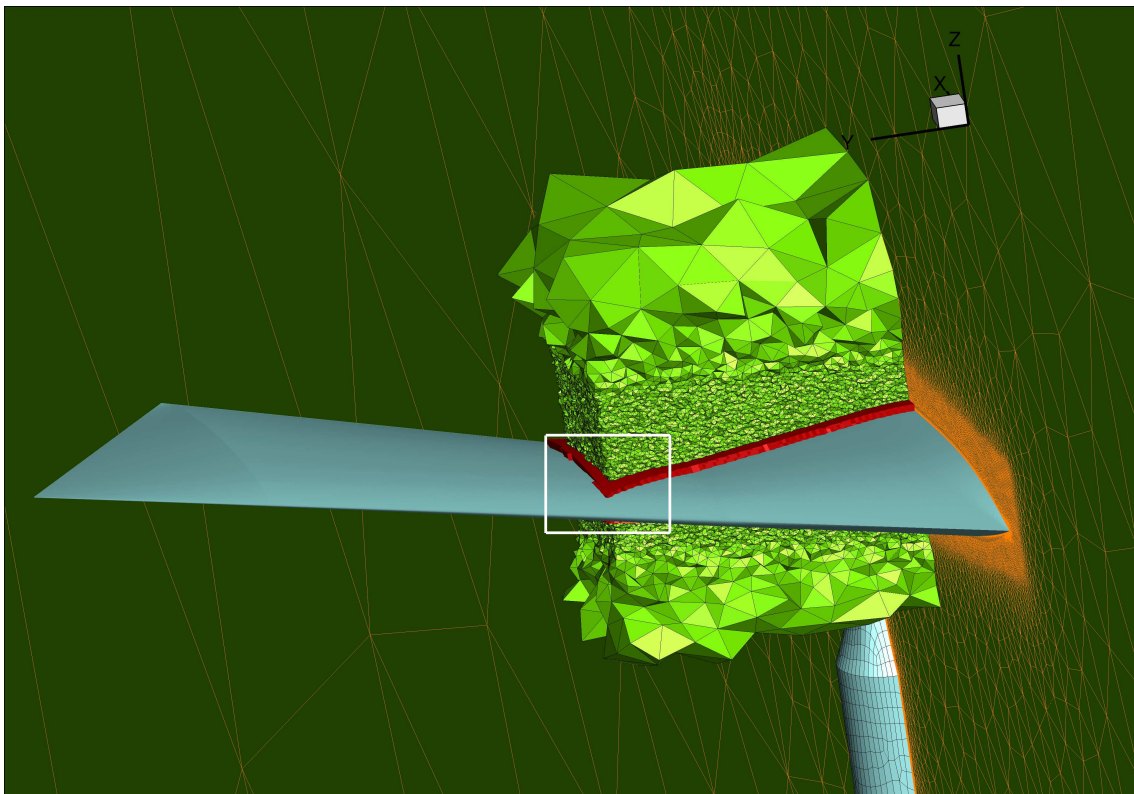


Bild 18: DLR-F17 (SACCON) Rechennetztopologie [35].

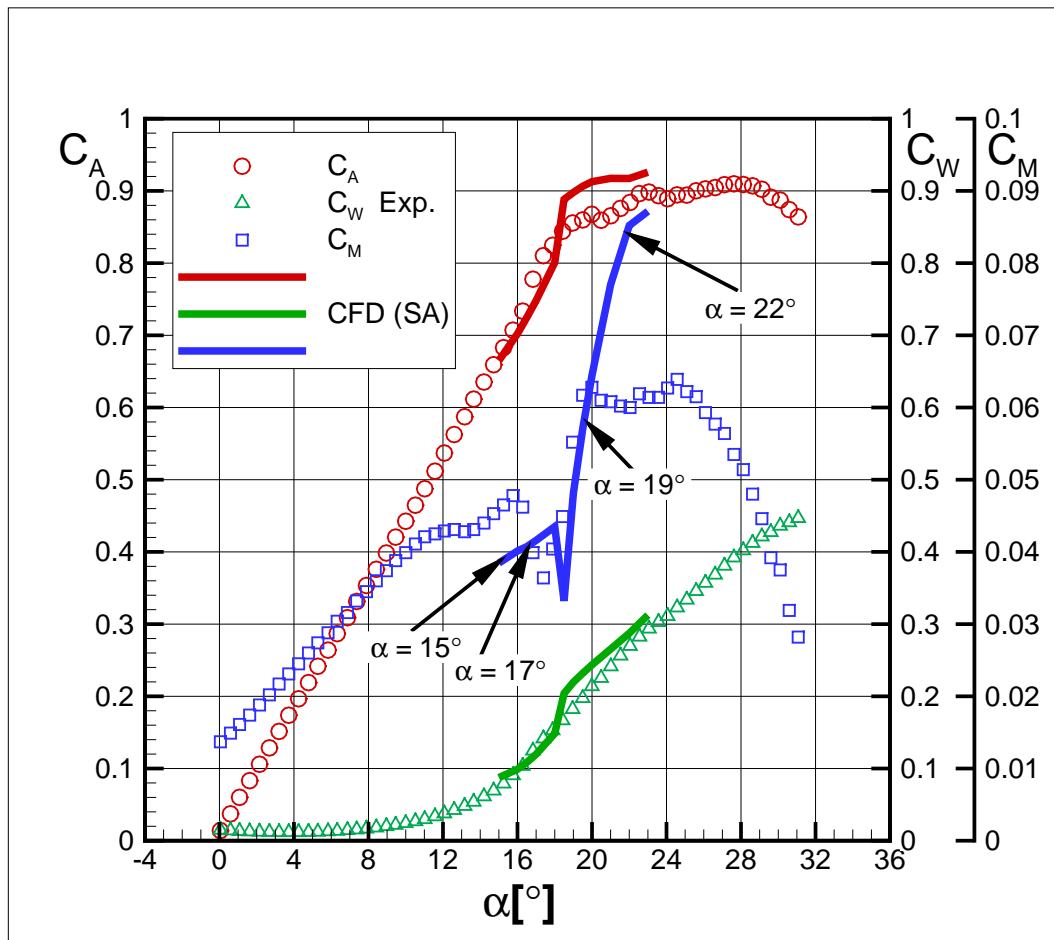


Bild 19: DLR-F17 (SACCON): Auftrieb, Widerstand und Nickmoment über dem Anstellwinkel, Vergl. CFD/Exp. [35].

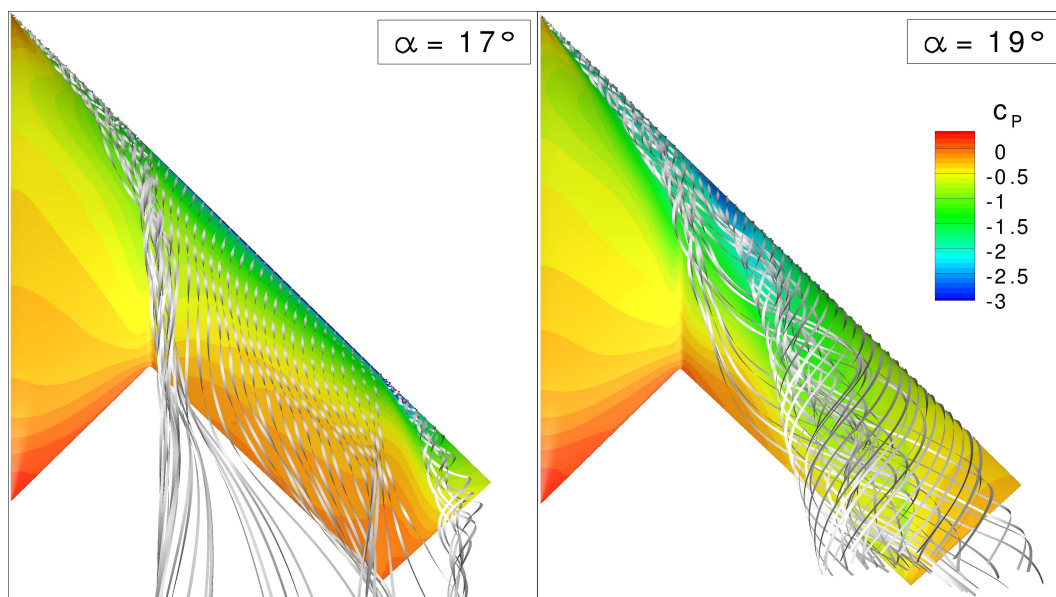


Bild 20: Berechnete Wirbeltopologie der DLR-F17 Konfiguration für zwei spezifische Anstellwinkel mit dem DLR CFD-Verfahren TAU [35].

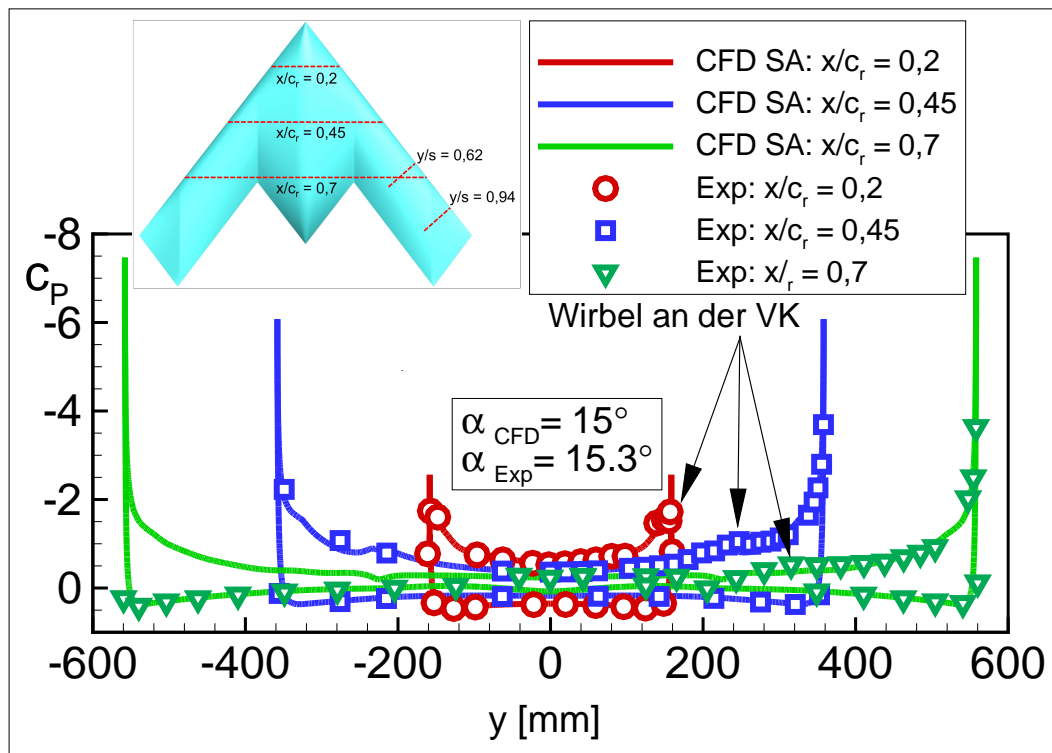


Bild 21: DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

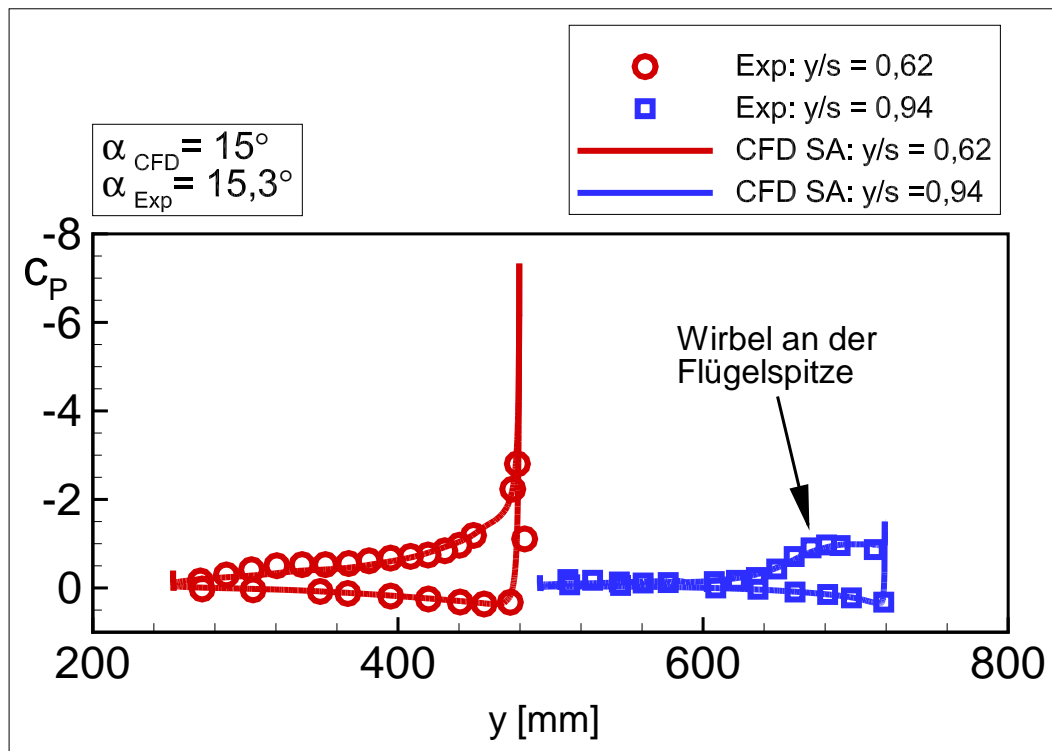


Bild 22: DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

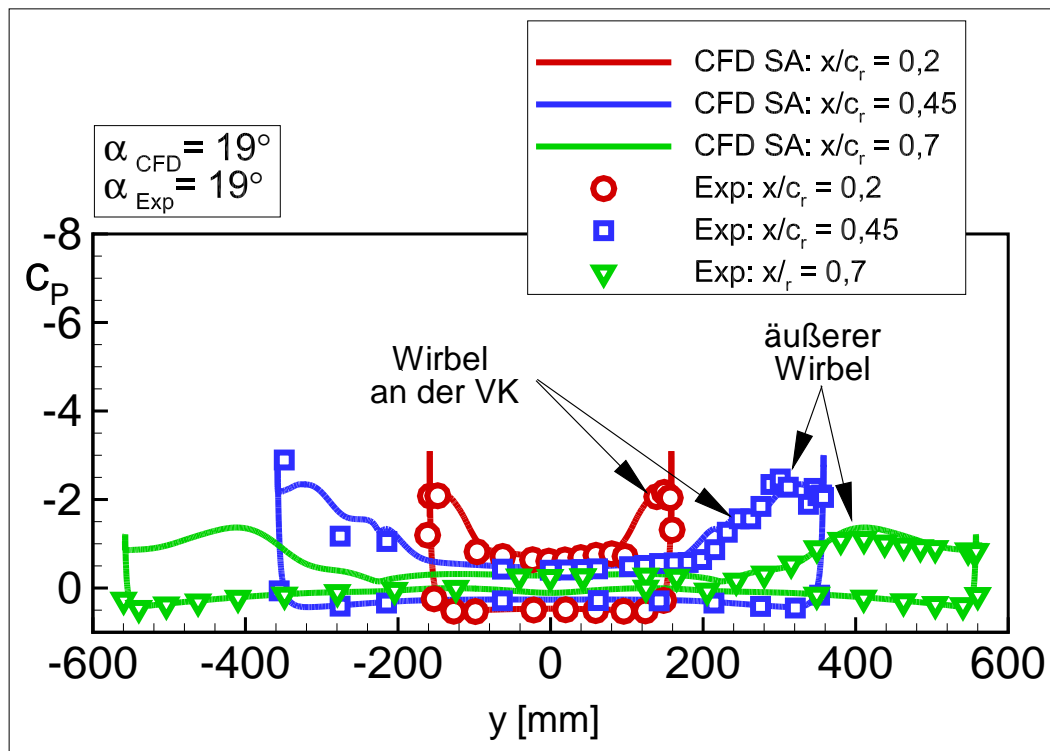


Bild 23: DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

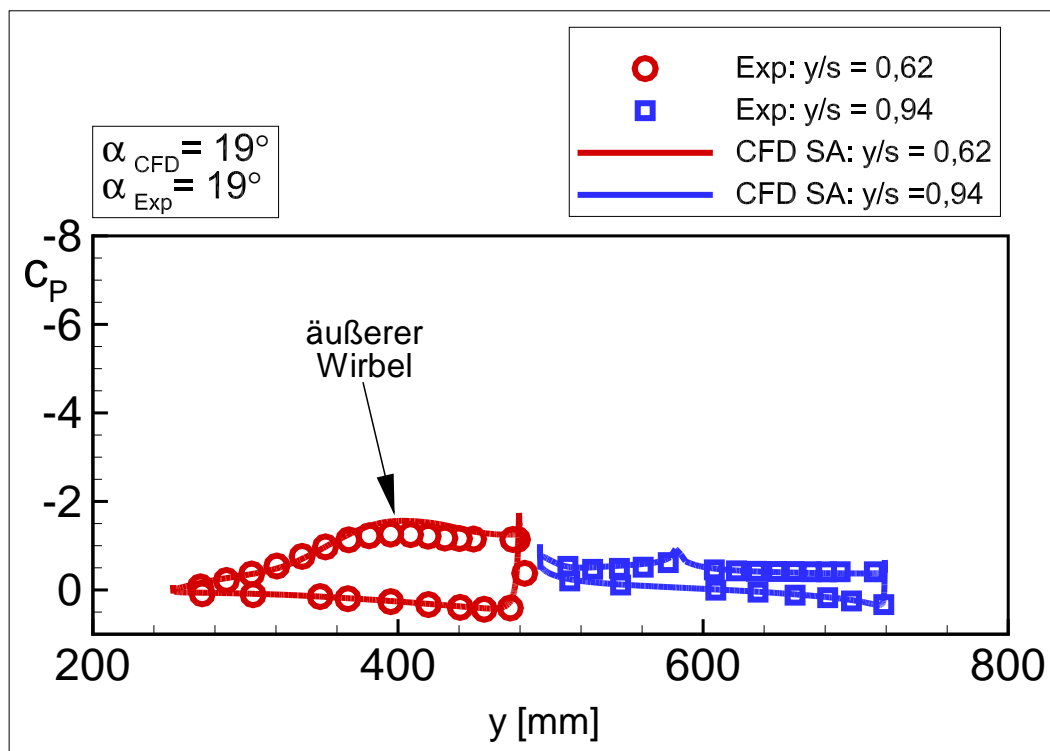


Bild 24: DLR-F17 (SACCON): c_P -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment, $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

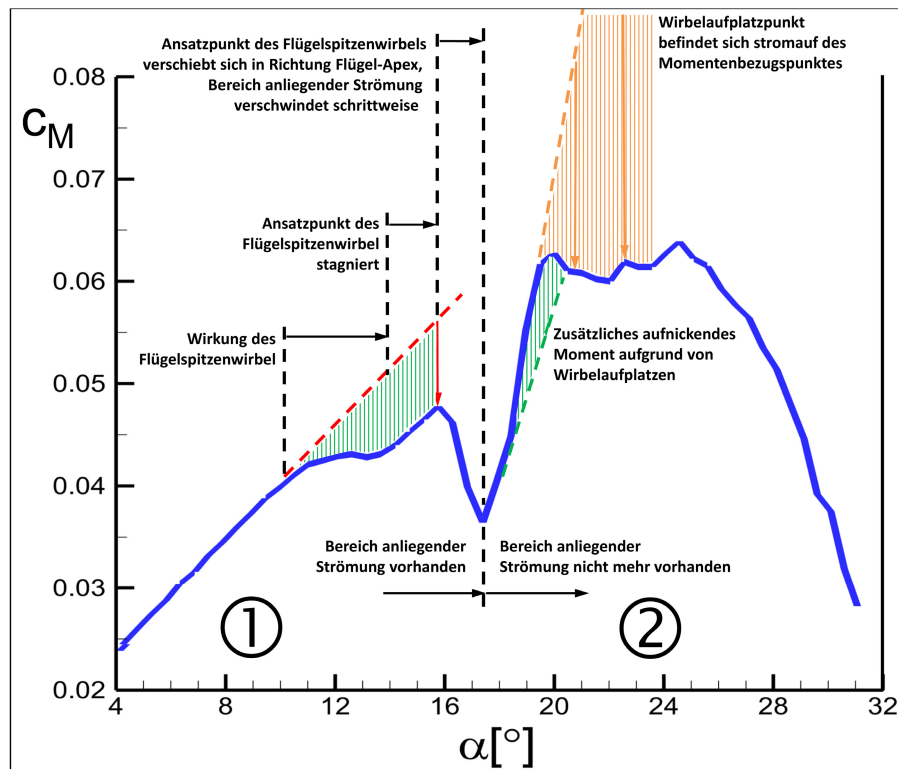


Bild 25: DLR-F17 (SACCON): Nickmomentenverlauf über dem Anstellwinkel mit Beschreibung der Änderung der Wirbeltopologie [35].

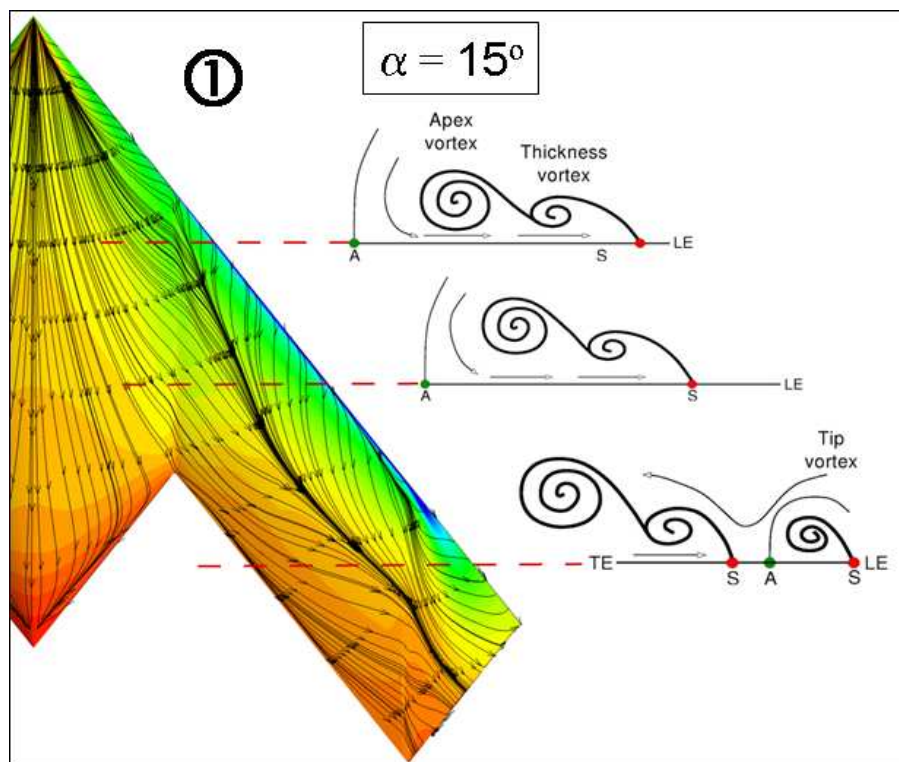


Bild 26: DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Wirbeltopologie an ausgewählten Schnitten $x = \text{konst}$: $\alpha = 15^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

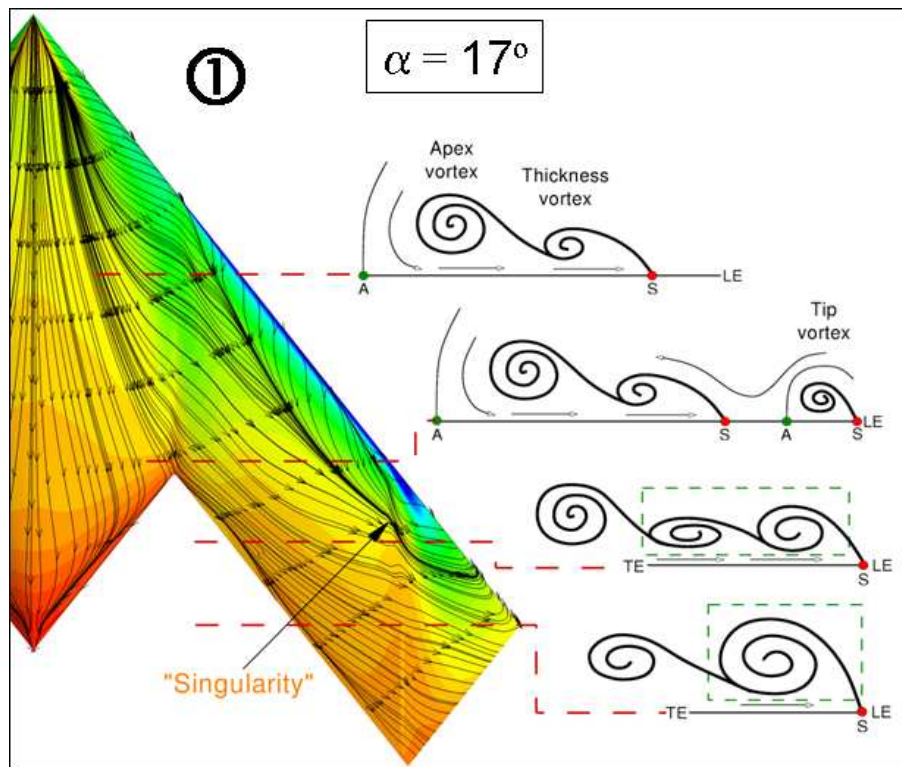


Bild 27: DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und der An- und Ablöselinien: $\alpha = 17^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

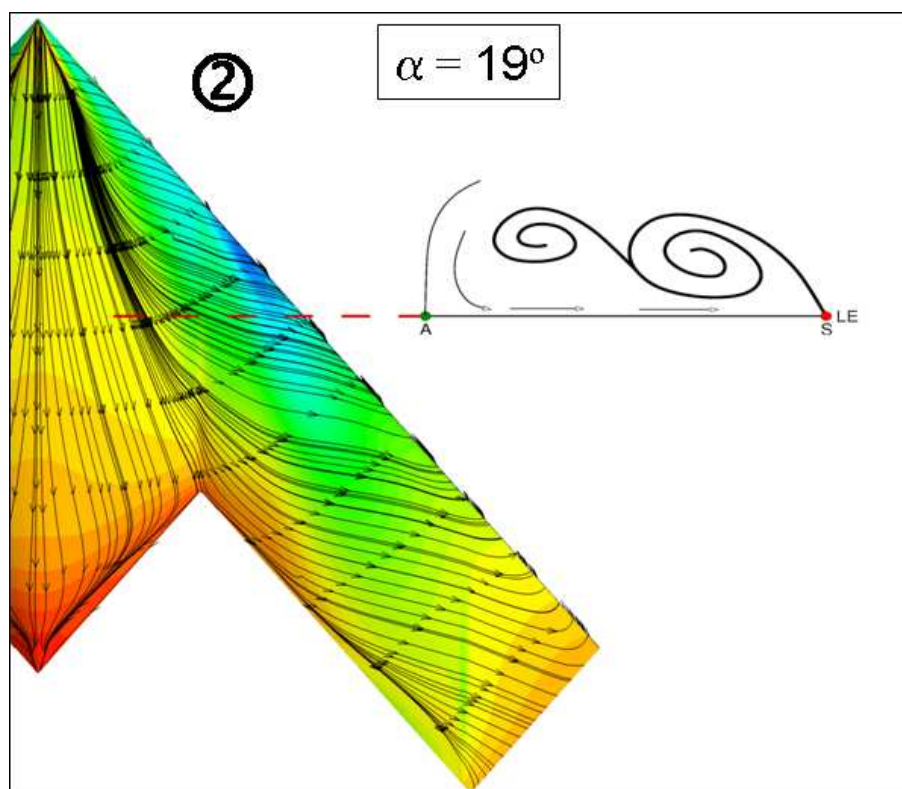


Bild 28: DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und An- und Ablöselinien: $\alpha = 19^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

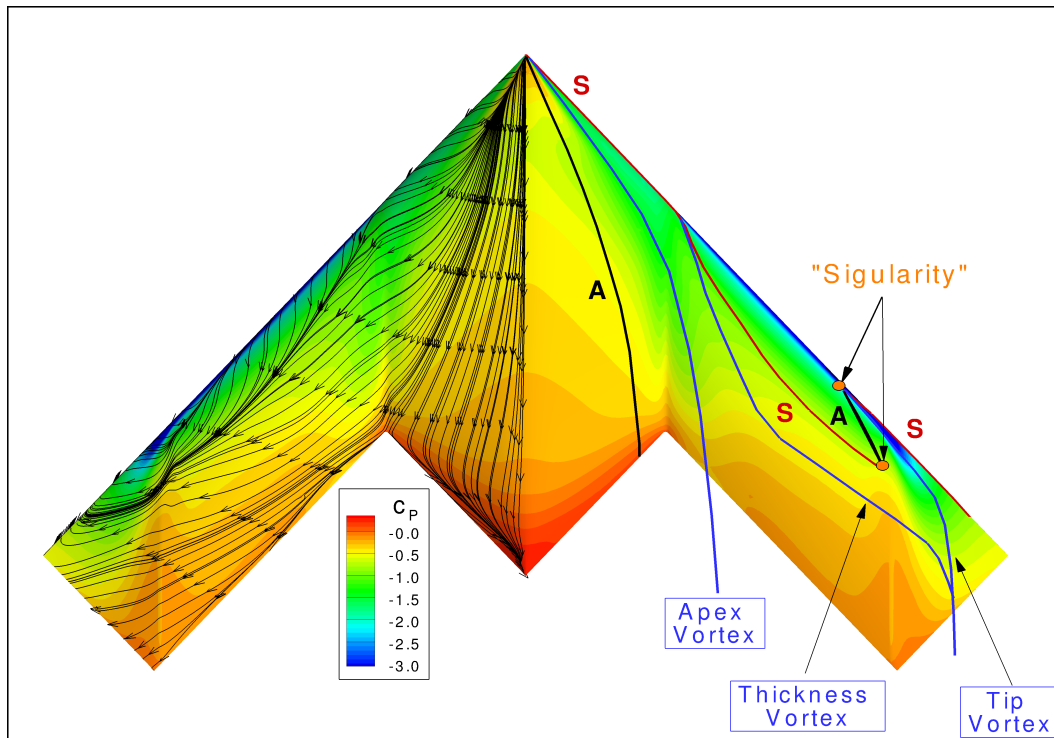


Bild 29: DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und An- und Ablöselinien: $\alpha = 17^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

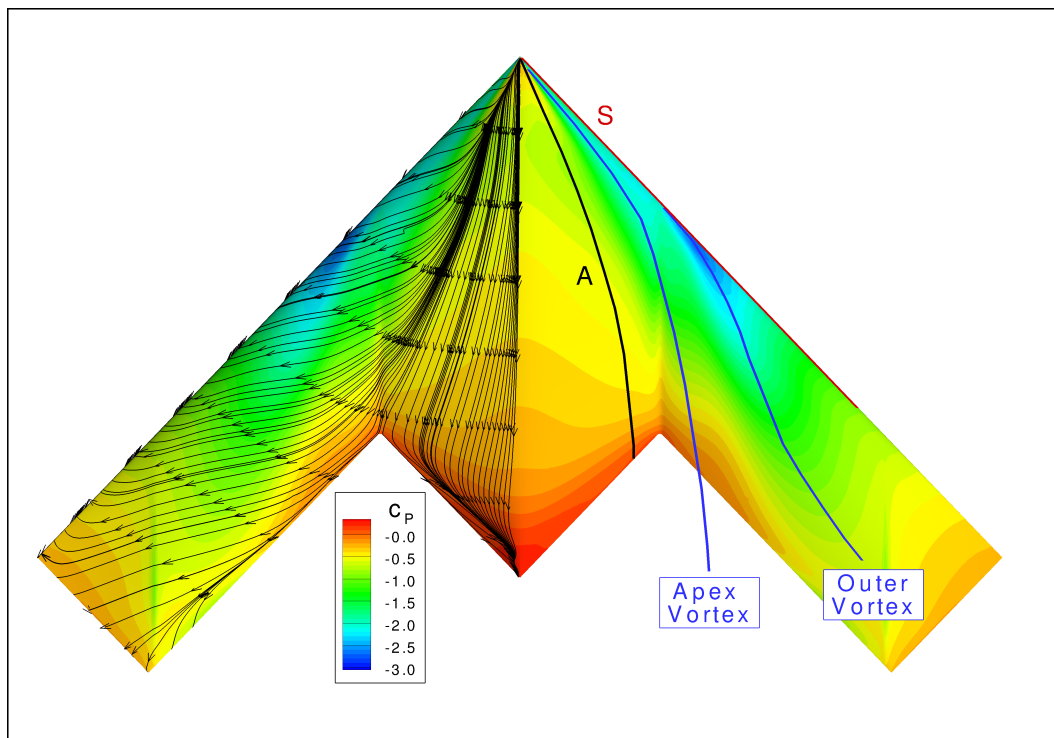


Bild 30: DLR-F17 (SACCON): Oberflächendruckverteilung, Wandstromlinien sowie die Lage der Wirbelachse und An- und Ablöselinien: $\alpha = 19^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [35].

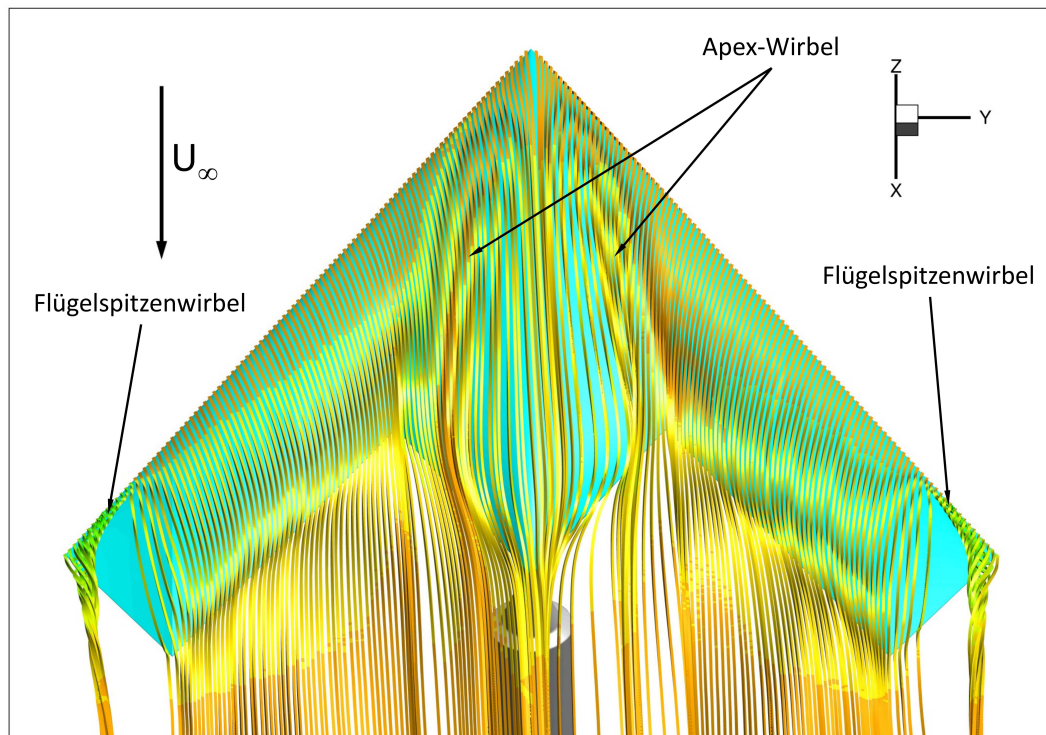


Bild 31: DLR-F19 (SACCON): Stromlinien im Feld ausgehend von der Flügelvorderkante: $\alpha = 10^\circ$; $\beta = 0^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].

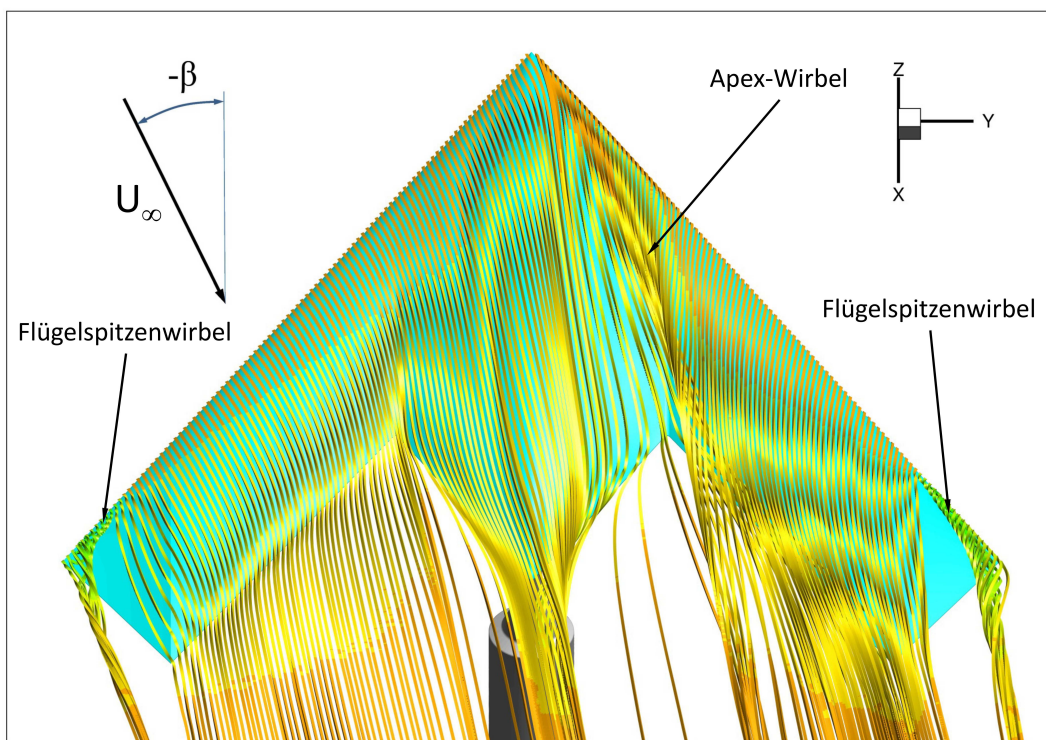


Bild 32: DLR-F19 (SACCON): Stromlinien im Feld ausgehend von der Flügelvorderkante: $\alpha = 10^\circ$; $\beta = -10^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].

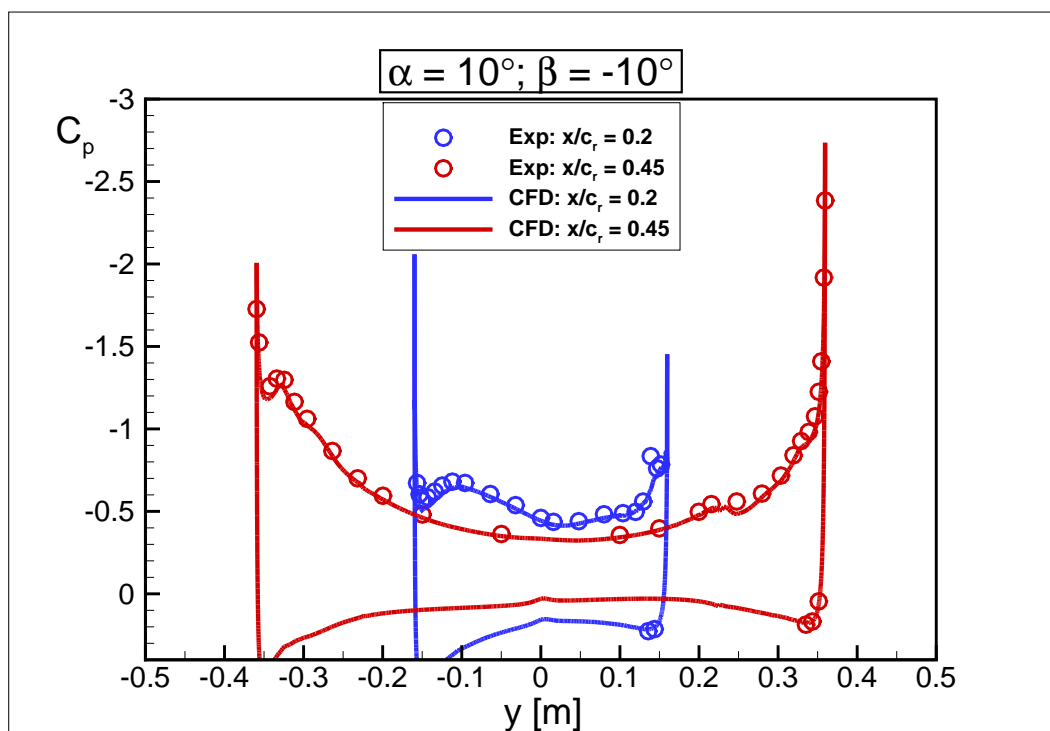


Bild 33: DLR-F19 (SACCON): c_p -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment:
 $\alpha = 10^\circ$; $\beta = -10^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].

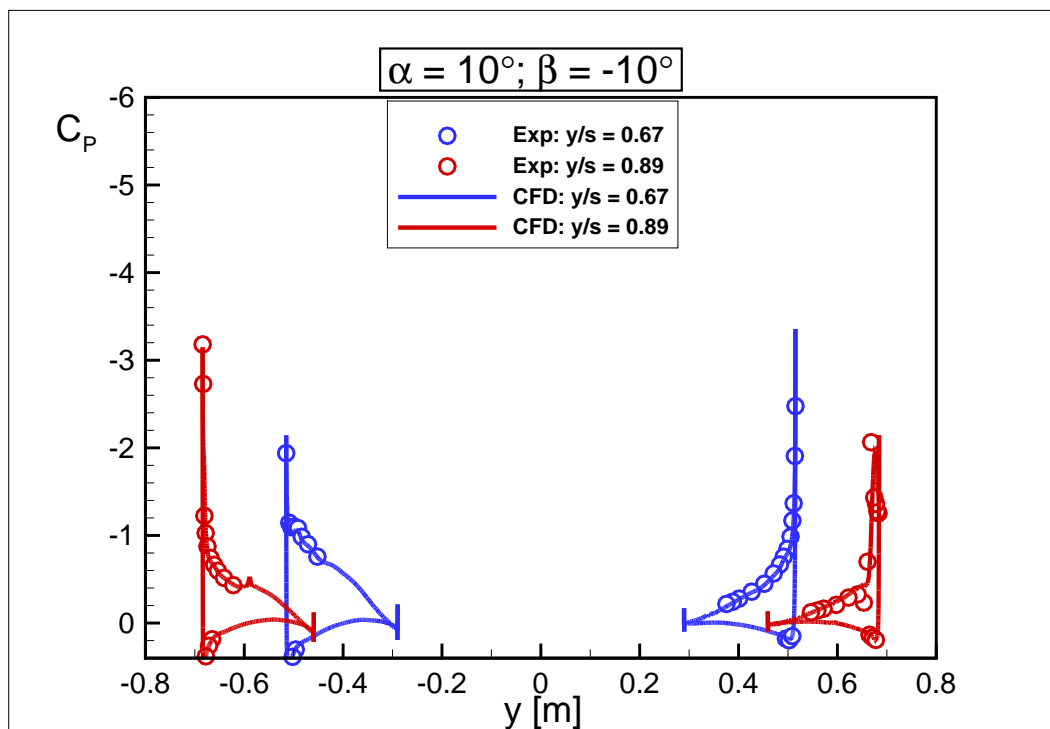


Bild 34: DLR-F19 (SACCON): c_p -Verteilung: Vergleich CFD/Experiment:
 $\alpha = 10^\circ$; $\beta = -10^\circ$; $Ma_\infty = 0,15$; $Re_\infty = 1,6 \cdot 10^6$ [1].

Geometrie

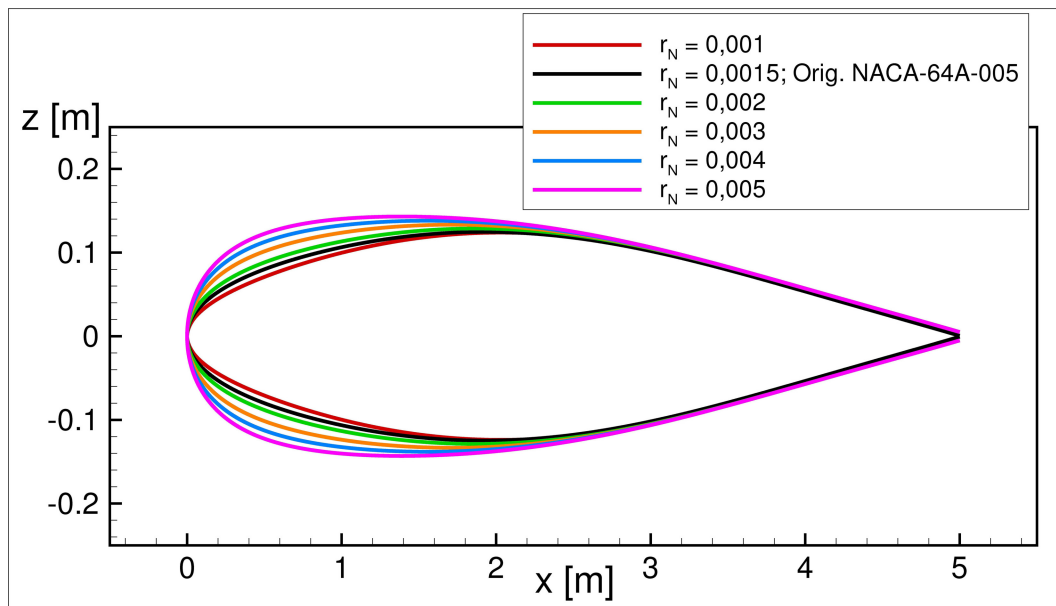


Bild 35: NACA-64A-005 Profilgeometrie sowie verwendete veränderte Profilgeometrien mit unterschiedlichen Nasenradien.

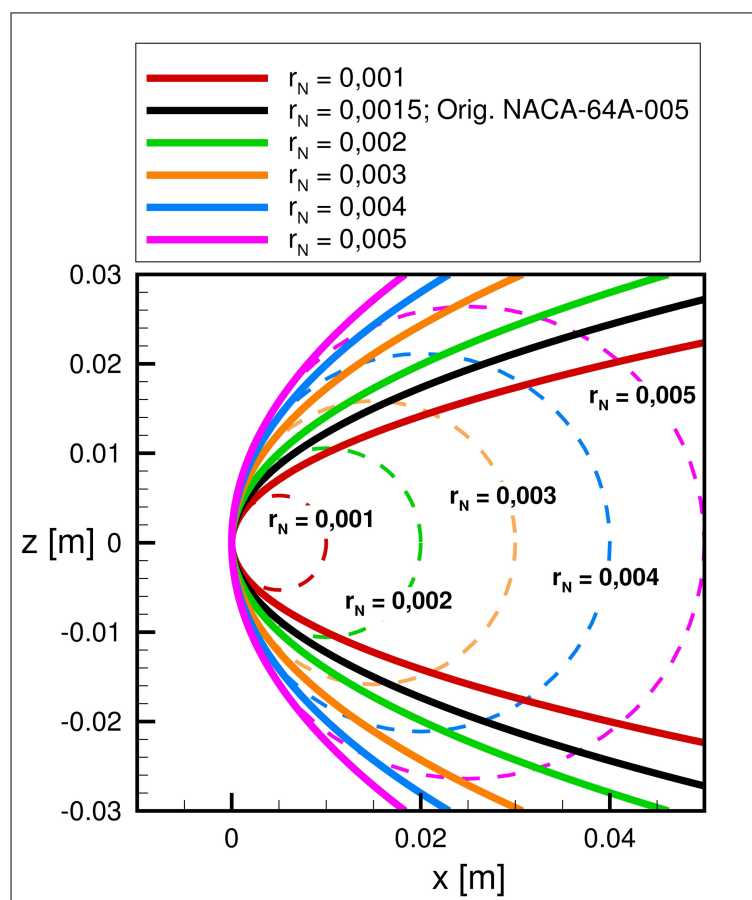


Bild 36: Vergleich der Nasenradien der verwendeten Profile für eine Referenzprofiltiefe von $c_{ref} = 5\text{m}$.

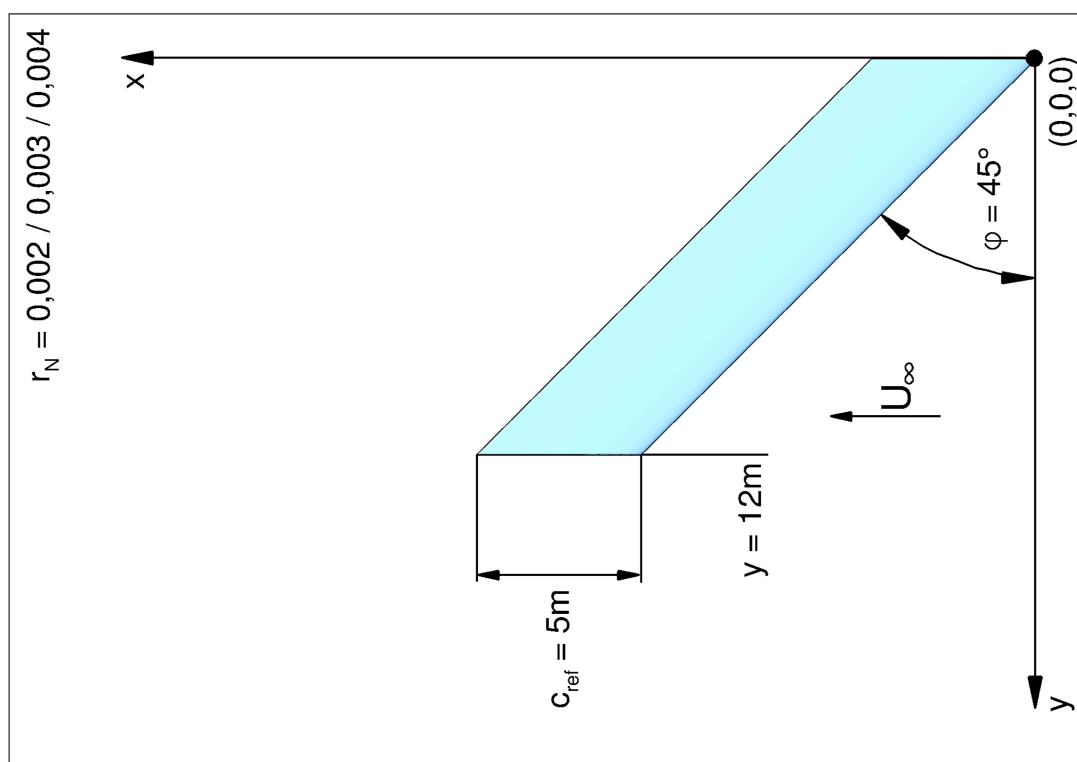


Bild 37: Grundriss der Konfigurationen mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$.

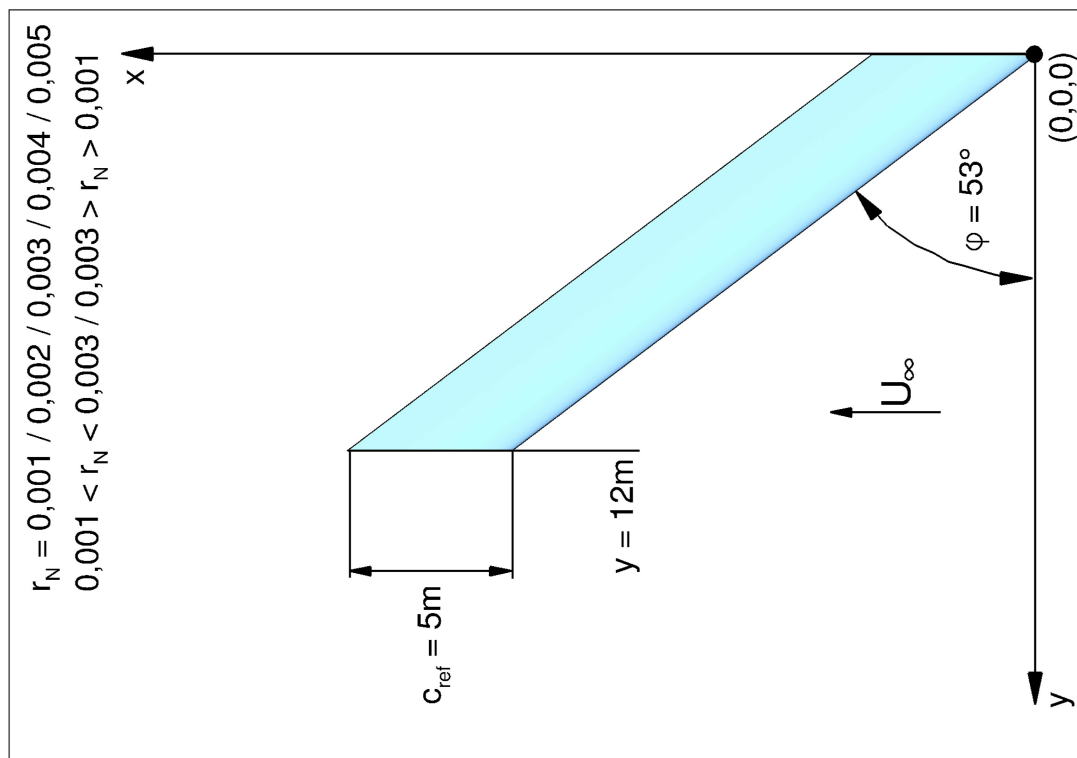


Bild 38: Grundriss der Konfigurationen mit konstantem und variablem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$.

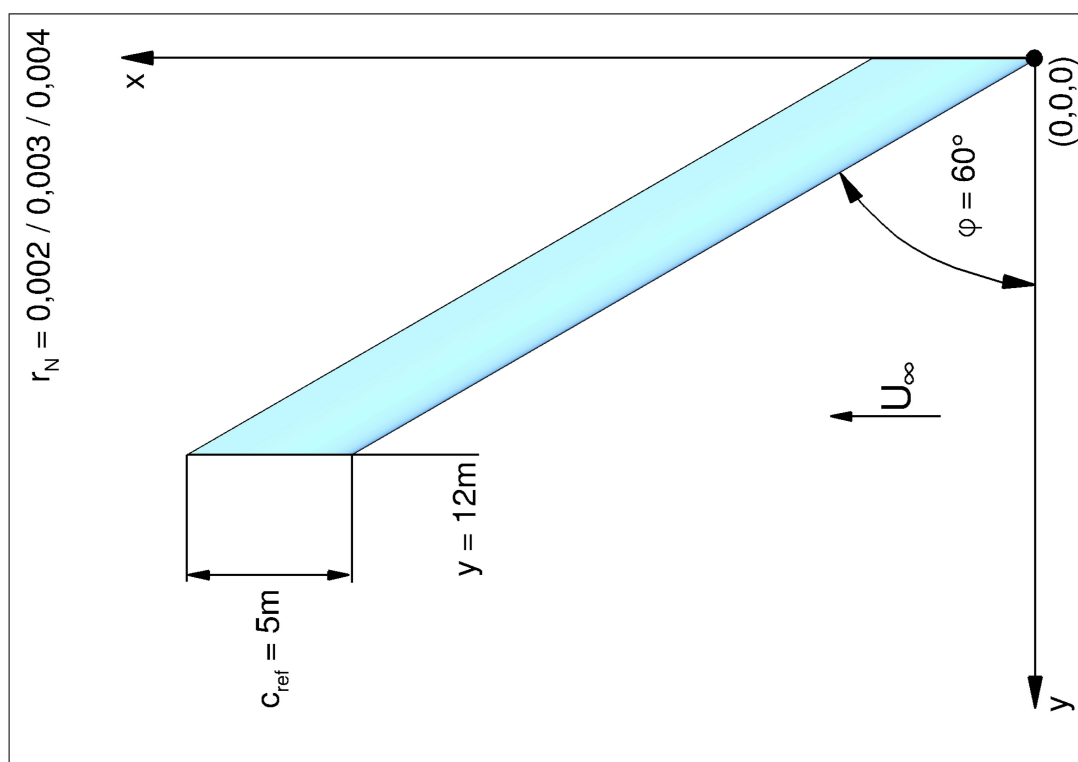


Bild 39: Grundriss der Konfiguration mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$.

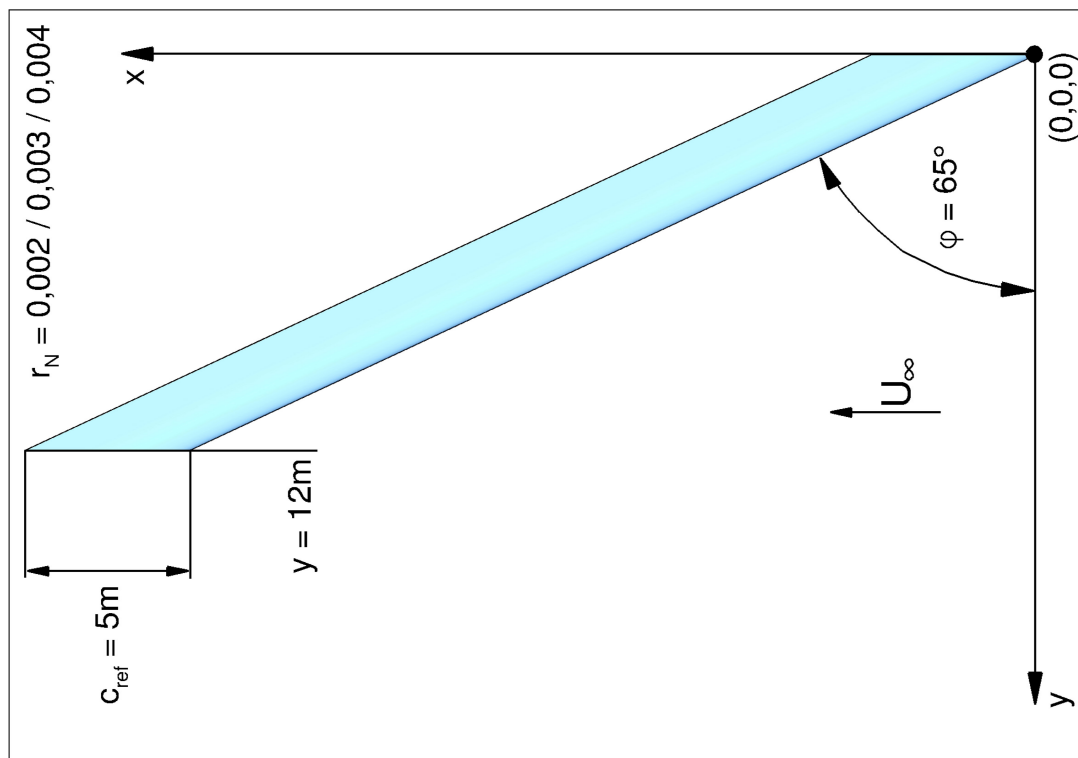


Bild 40: Grundriss der Konfiguration mit konstantem Vorderkantennasenradius r_N und einem Pfeilwinkel von $\varphi = 65^\circ$.

Rechennetz

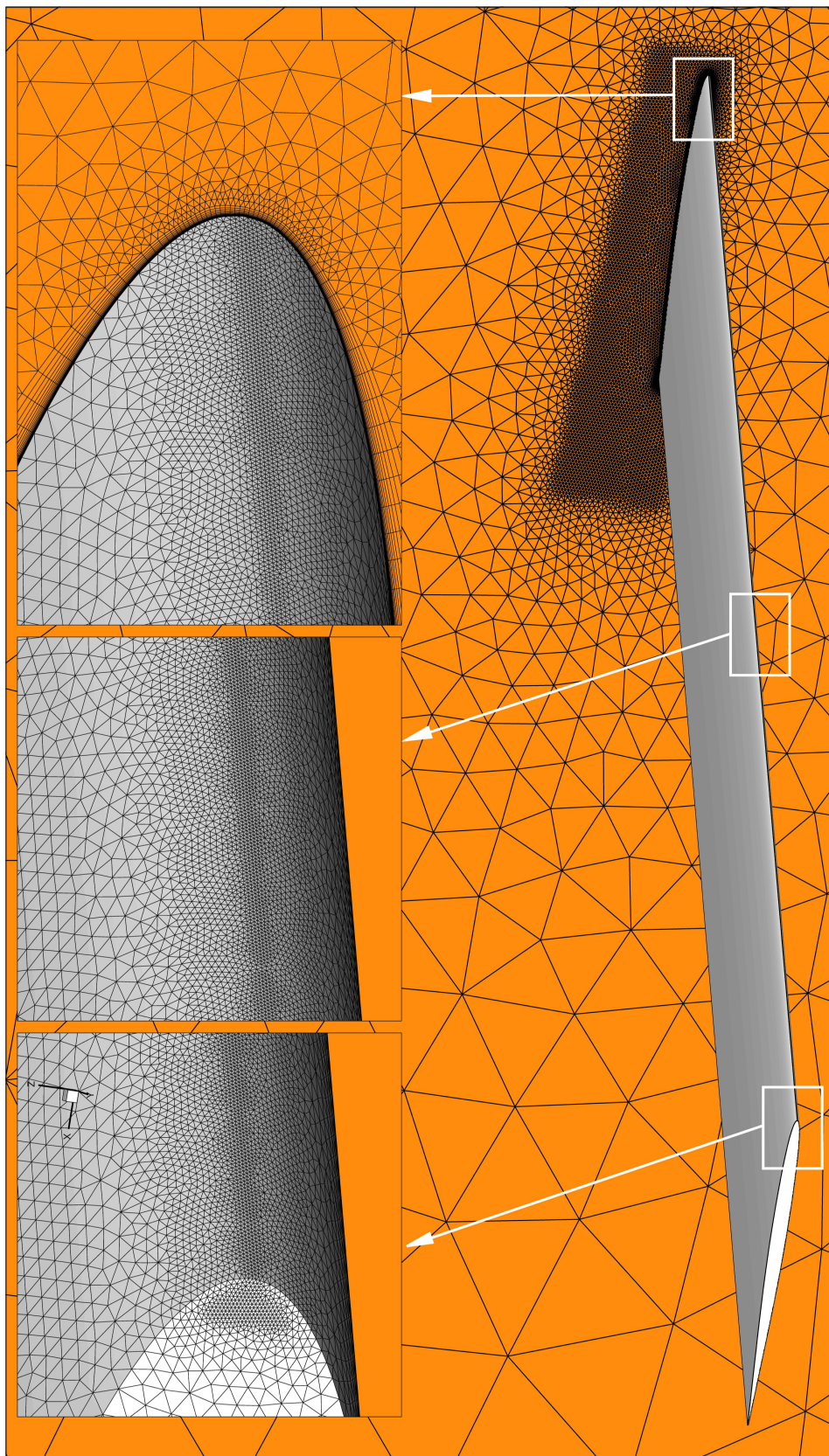


Bild 41: Netztopologie: Triangulierung der Flügelvorderkante und der Symmetrieebene.

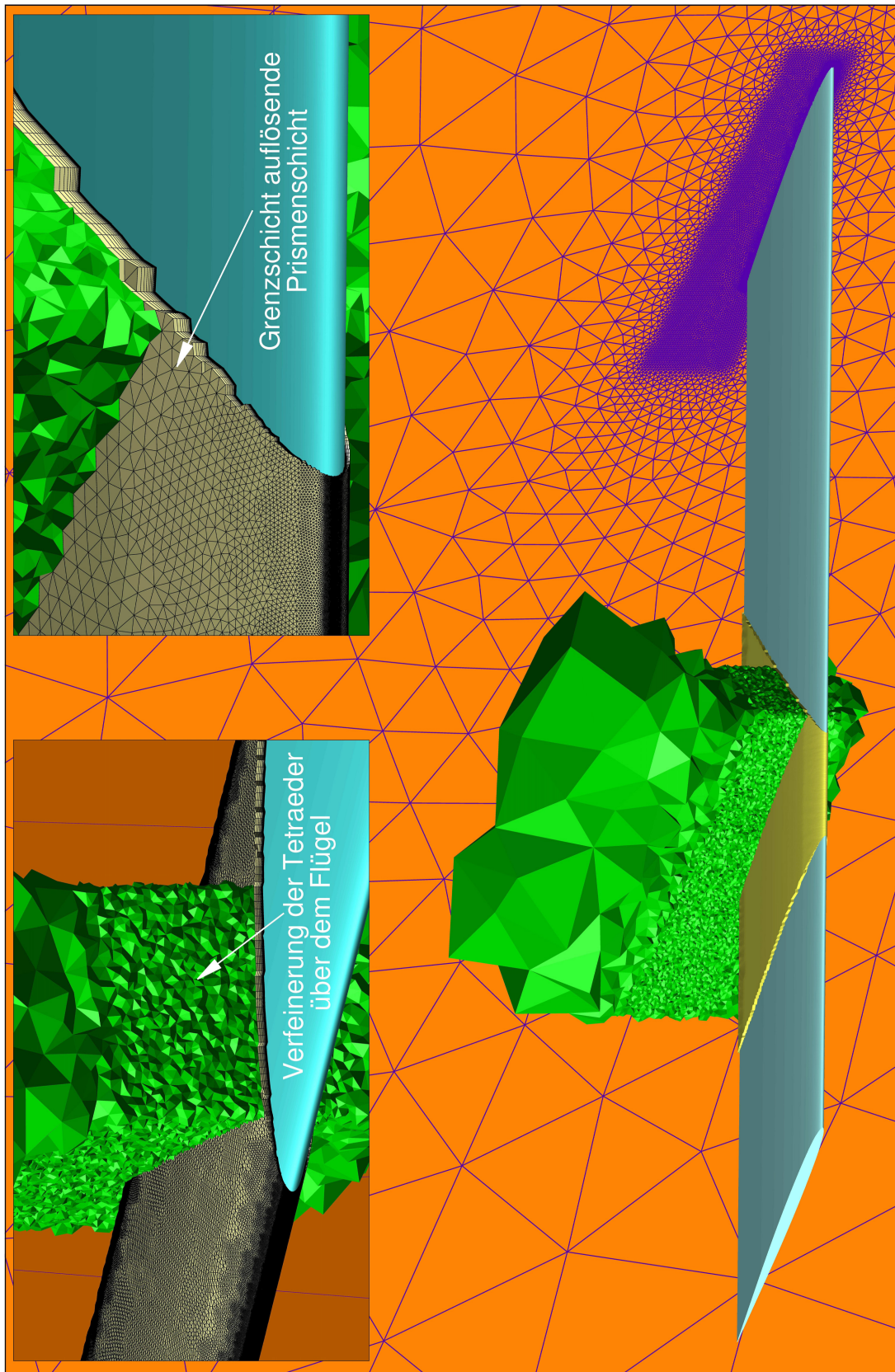


Bild 42: Netztopologie: Diskretisierung der Prismenschicht zur Auflösung der Grenzschichtströmung sowie die Verfeinerung der Tetraeder im Raum zur Auflösung der dreidimensionalen Wirbelströmung über dem Flügel.

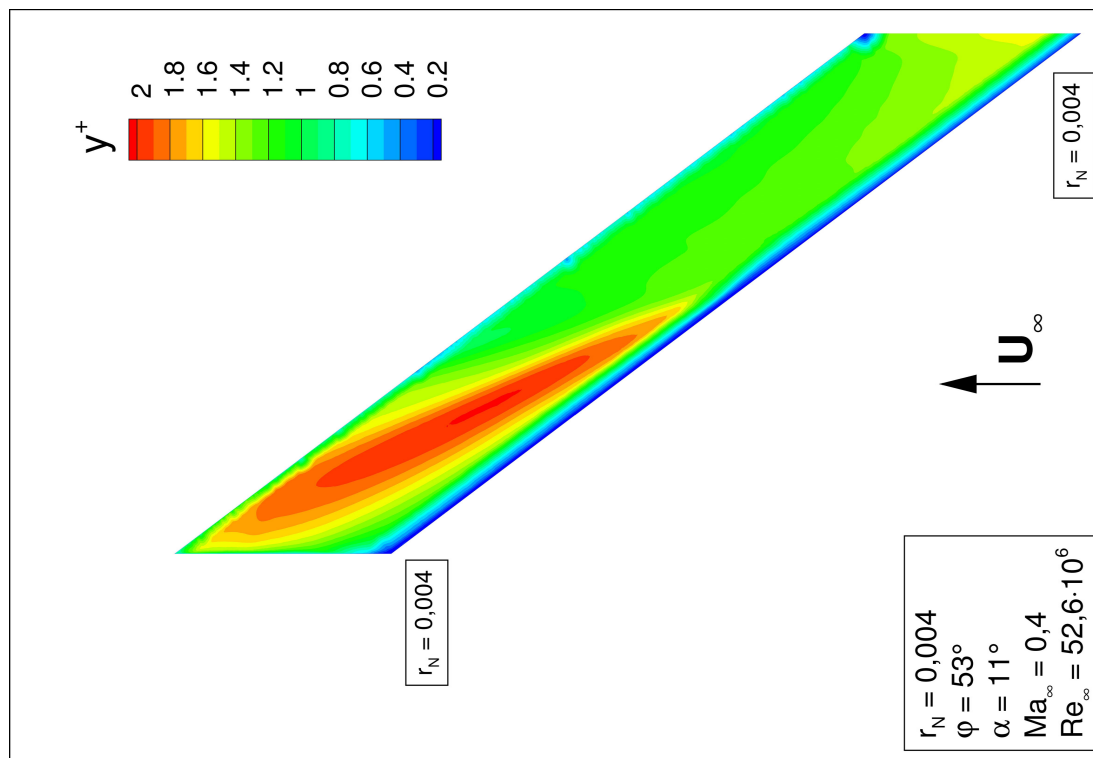
y^+ -Verteilung

Bild 44: y^+ Verteilung: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$.
 $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

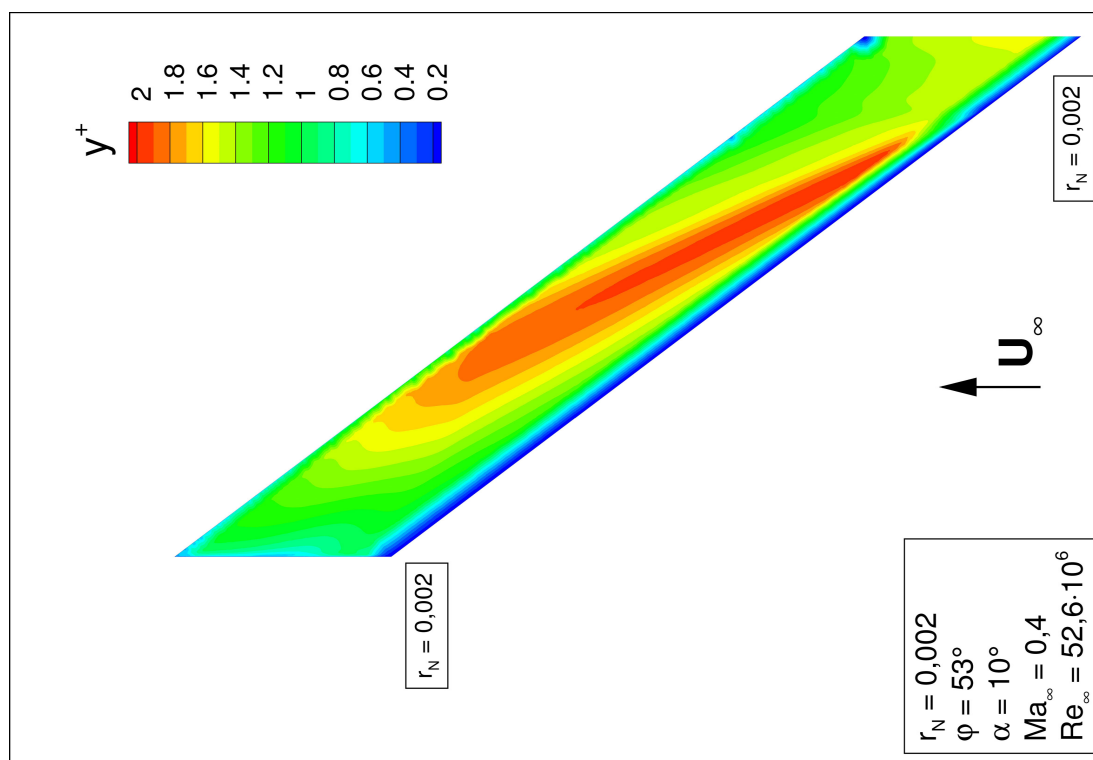


Bild 43: y^+ Verteilung: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$.
 $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

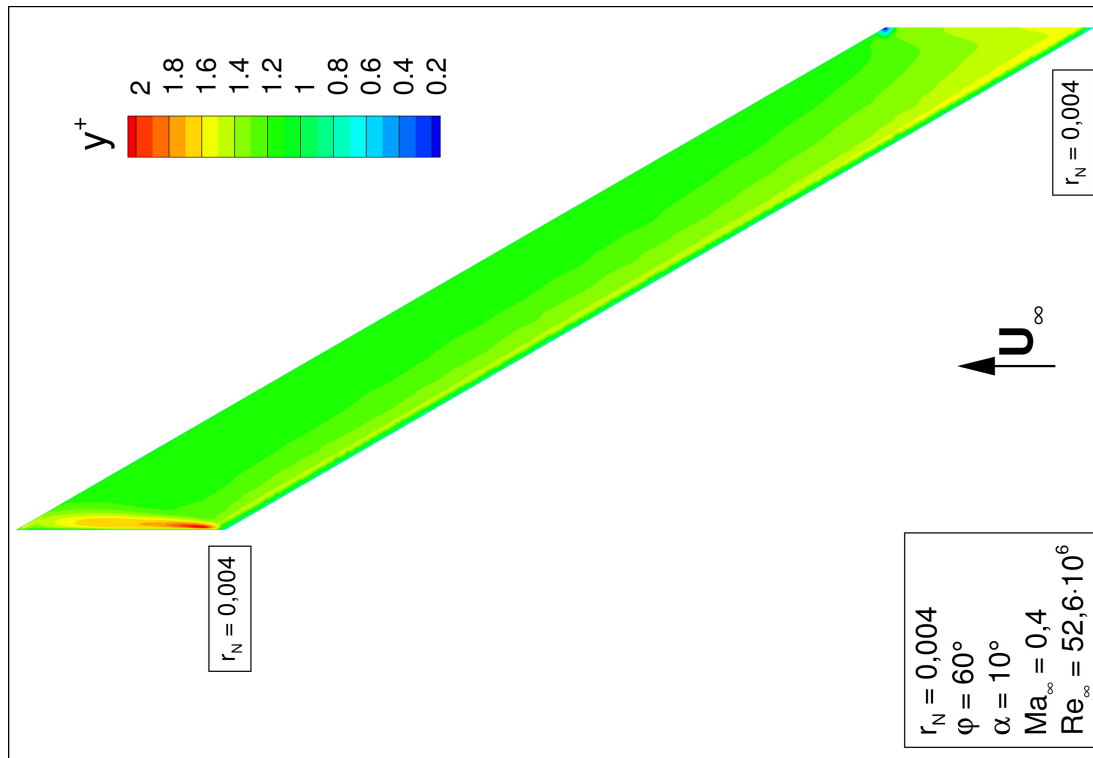


Bild 46: y^+ Verteilung: $r_N = 0,004$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 10^\circ$.
 $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

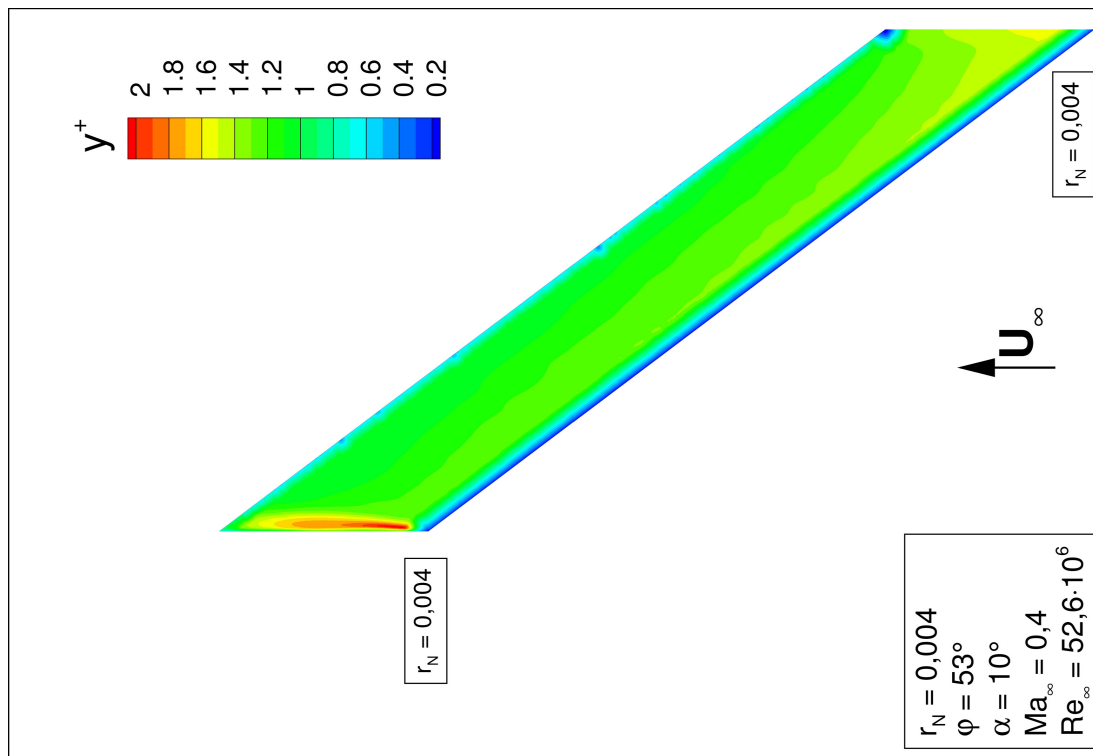


Bild 45: y^+ Verteilung: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$.
 $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

Konvergenzverhalten

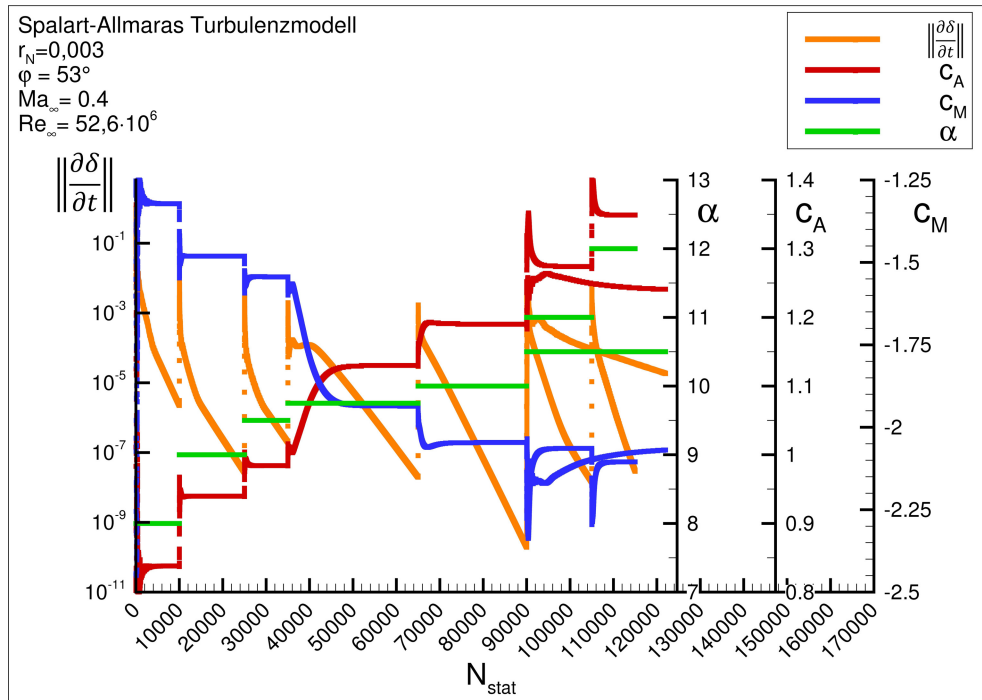


Bild 47: Konvergenzverlauf stationärer TAU Rechnungen. Verlauf des Dichtresiduums sowie des Residuums für den Auftrieb und das Nickmoment. Testfall $r_N = 0,003$ ($\varphi = 53^\circ$) für Anstellwinkel $\alpha = 8^\circ$ bis 12° .

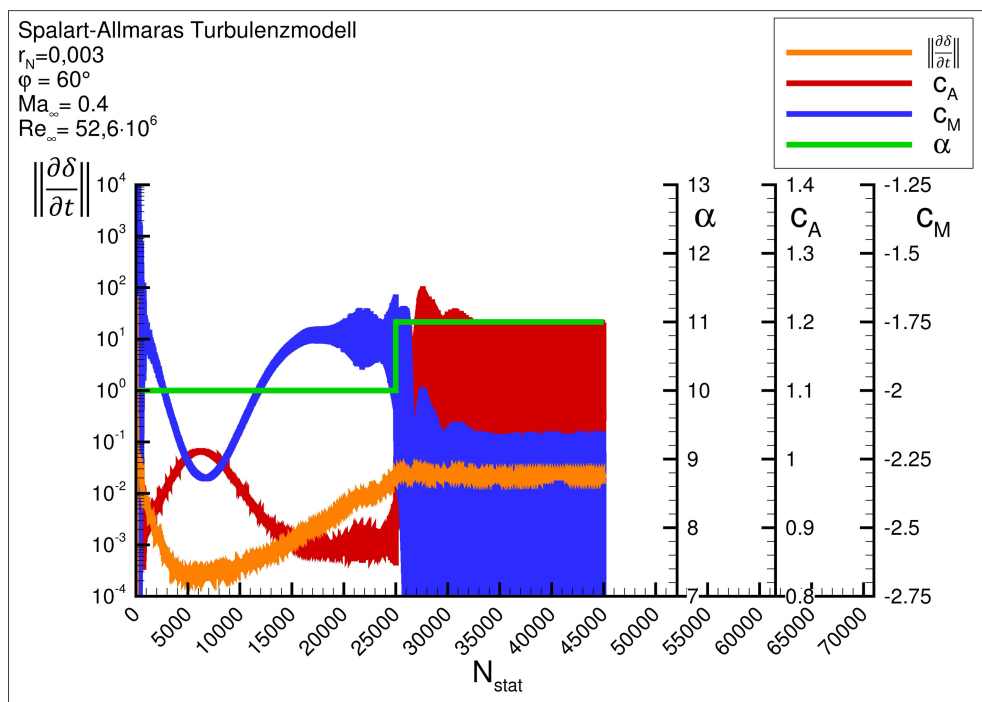


Bild 48: Konvergenzverlauf stationärer TAU Rechnungen. Verlauf des Dichtresiduums sowie des Residuums für den Auftrieb und das Nickmoment. Testfall $r_N = 0,003$ ($\varphi = 60^\circ$) für Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ bis 11° .

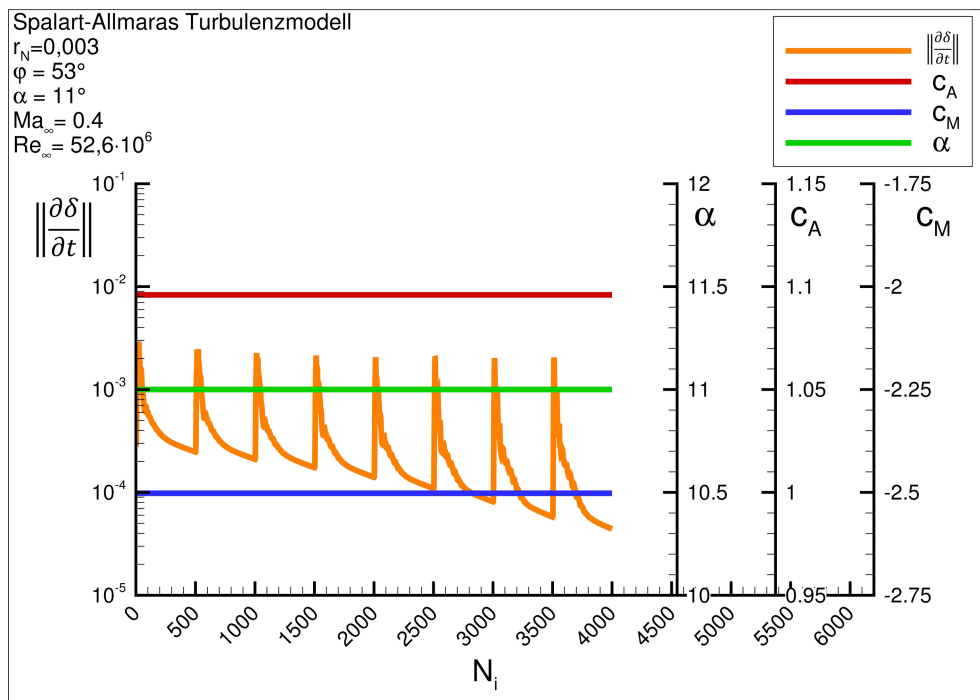


Bild 49: Konvergenzverlauf instationäre TAU Rechnung. Verlauf des Dichtresiduums sowie des Residuums für den Auftrieb und das Nickmoment innerhalb mehrerer physikalischer Zeitschritte. Testfall $r_N = 0,003$ ($\varphi = 60^\circ$) für Anstellwinkel $\alpha = 10^\circ$ bis 11° .

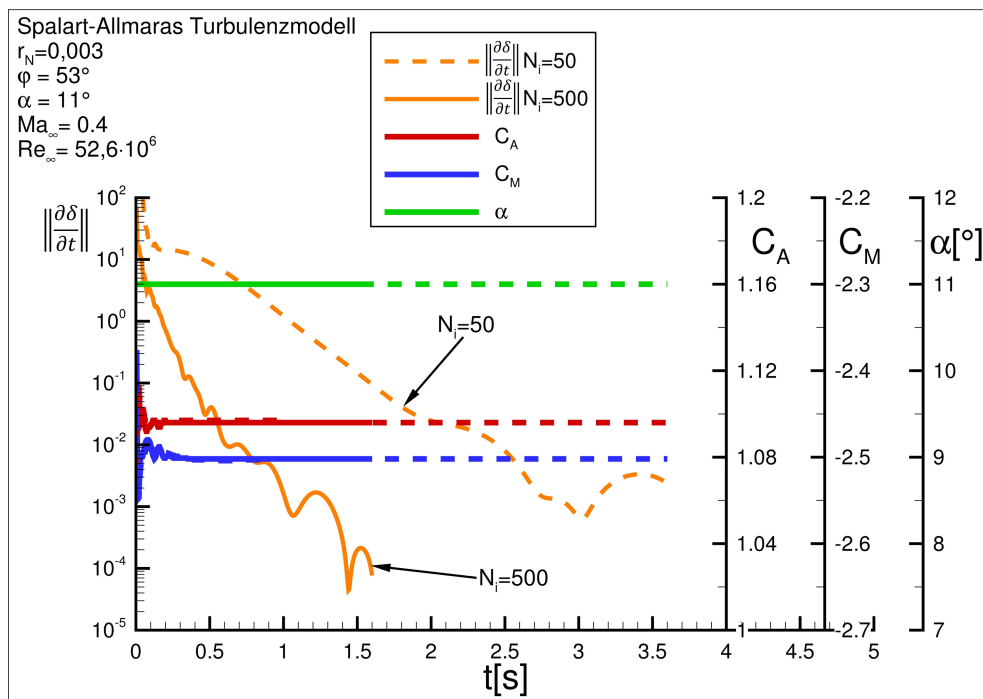


Bild 50: Konvergenzverlauf instationärer TAU Rechnungen. Vergleich der Residuen in der physikalischen Zeit: 1. $N_i=50$; 2. $N_i=500$. Testfall $r_N = 0,003$ für einen Anstellwinkel von $\alpha = 11^\circ$.

Ablösung an der runden Vorderkante nach Frink (AVT-183)

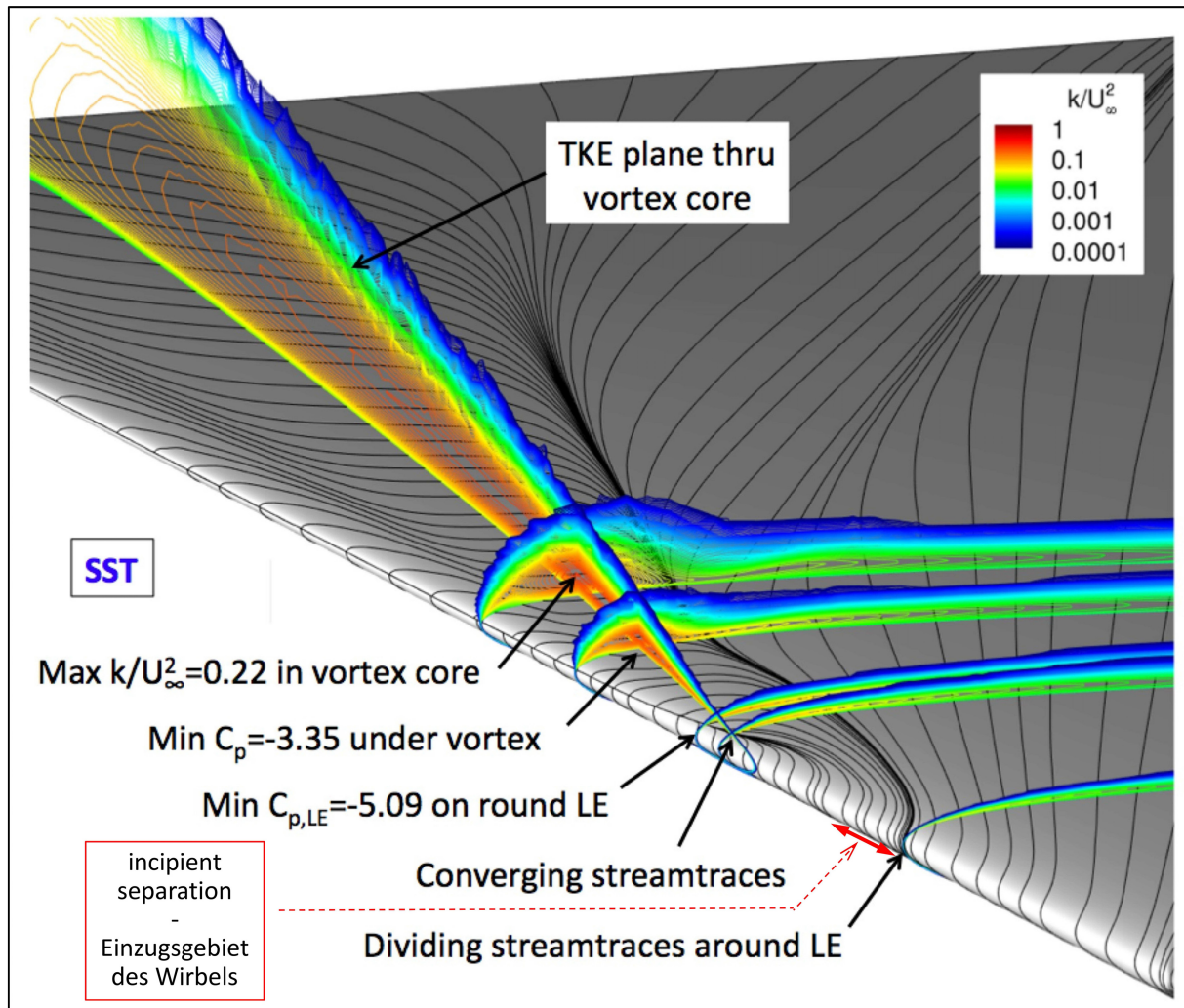


Bild 51: Darstellung der Strömungsphysik des AVT-183 Deltaflügels. Wandstromlinien auf der Flügeloberfläche und Darstellung der turbulenten kinetischen Energie k/U_∞^2 an Schnitten im Strömungsfeld. CFD Verfahren USM3D; Menter-SST Turbulenzmodell, $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,15$; $Re_{\infty c_{ref}} = 2,7 \cdot 10^6$ [42].

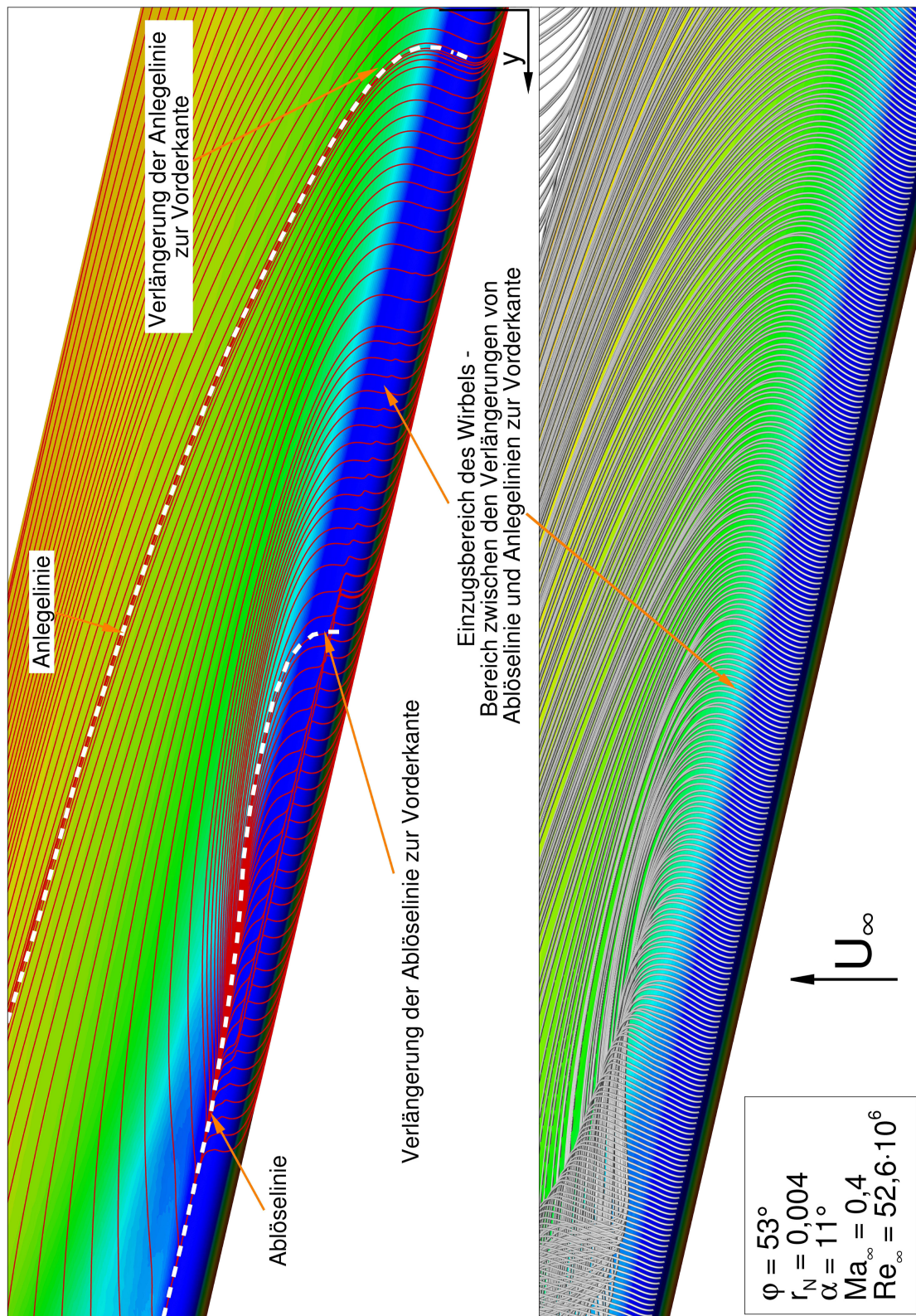


Bild 52: Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

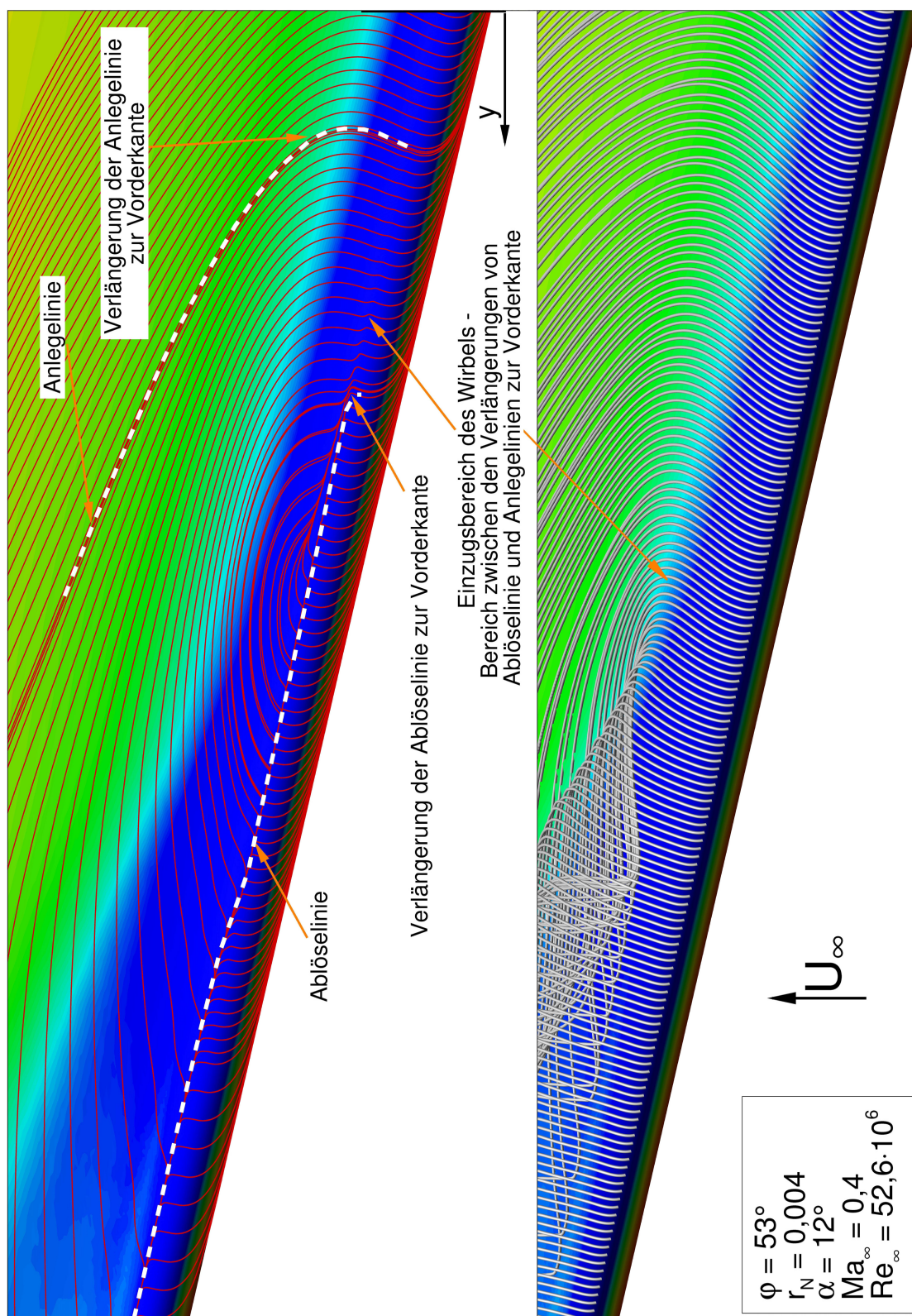


Bild 53: Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

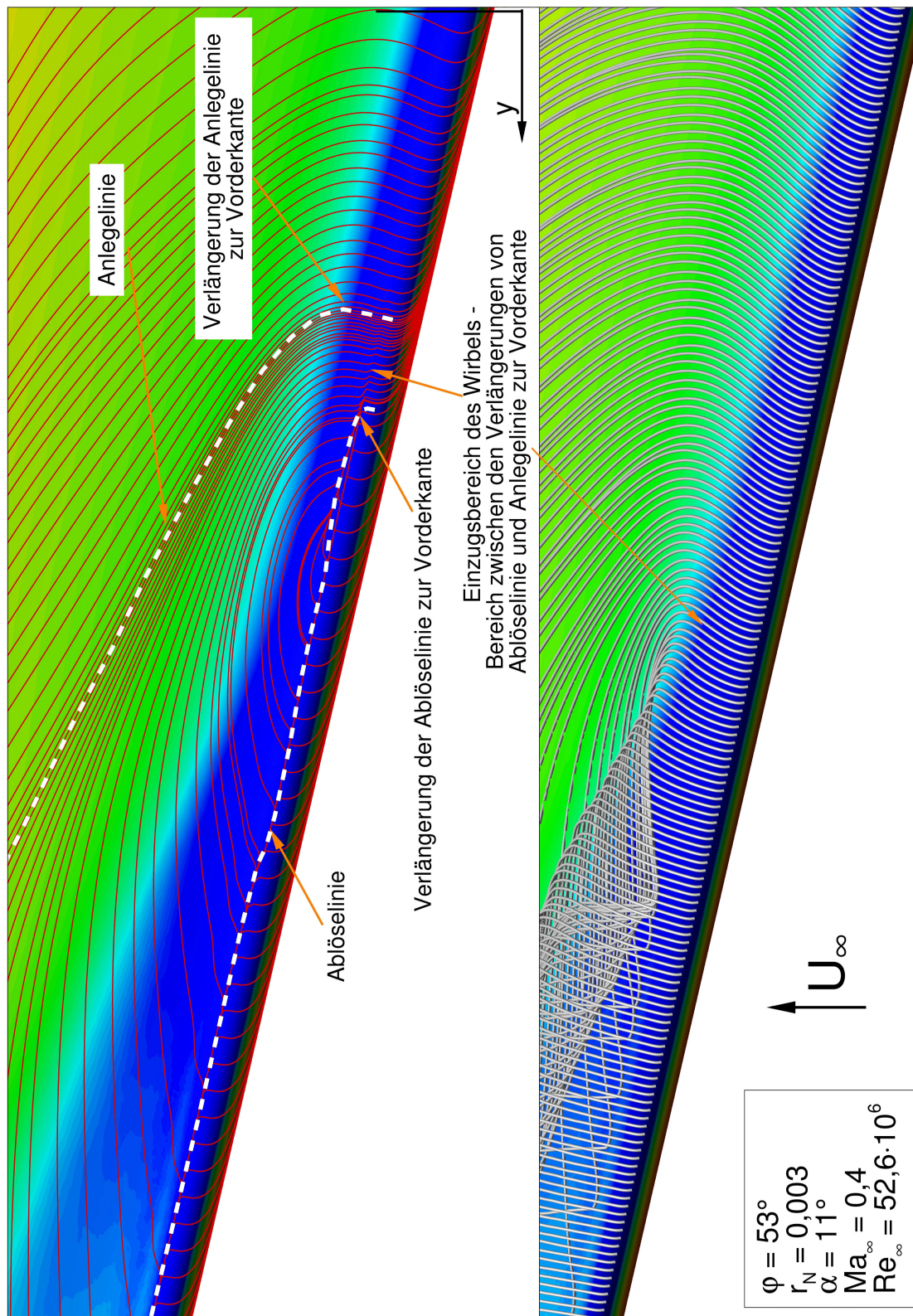


Bild 54: Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

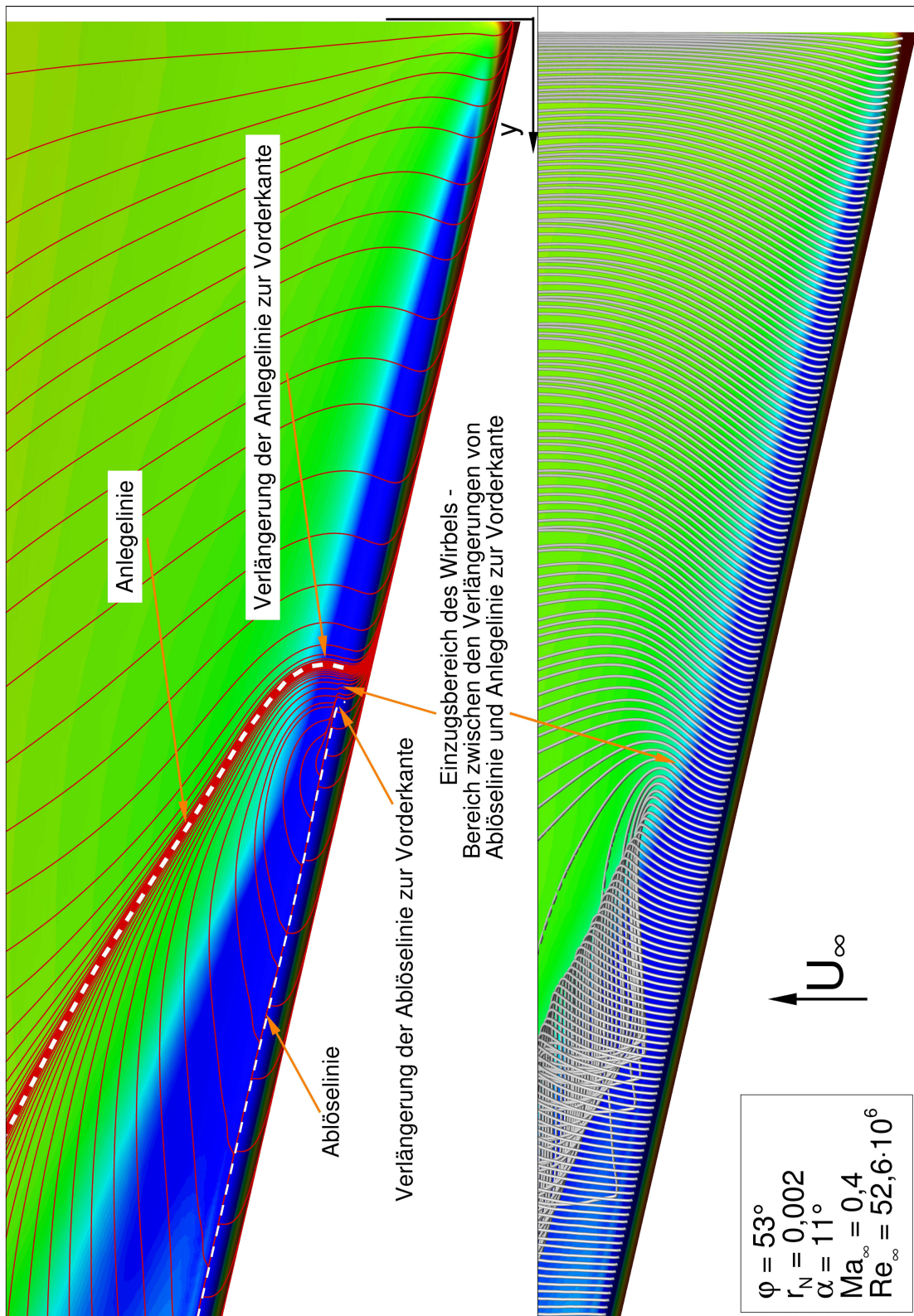


Bild 55: Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der Wandstromlinien und 3D Stromlinien. $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

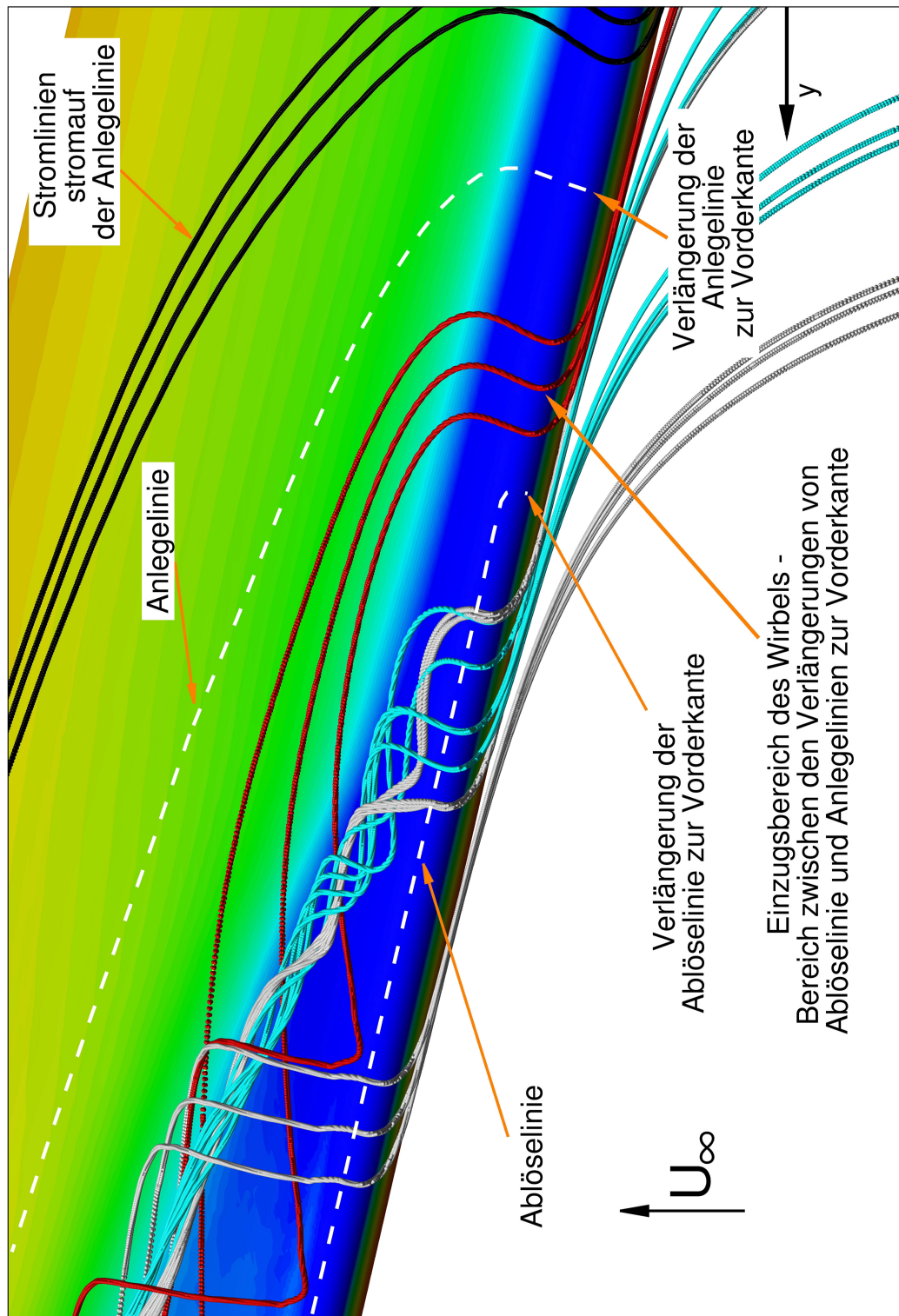


Bild 56: Strömungsphysik der Ablösung im Detail an der runden Vorderkante: Lage der Ablöse- und Anlegelinie sowie die Darstellung der 3D Stromlinien. $r_N=0,004$; $\varphi=53^\circ$; $\alpha=11^\circ$. $Ma_\infty=0,4$; $Re_\infty=52,6 \cdot 10^6$.

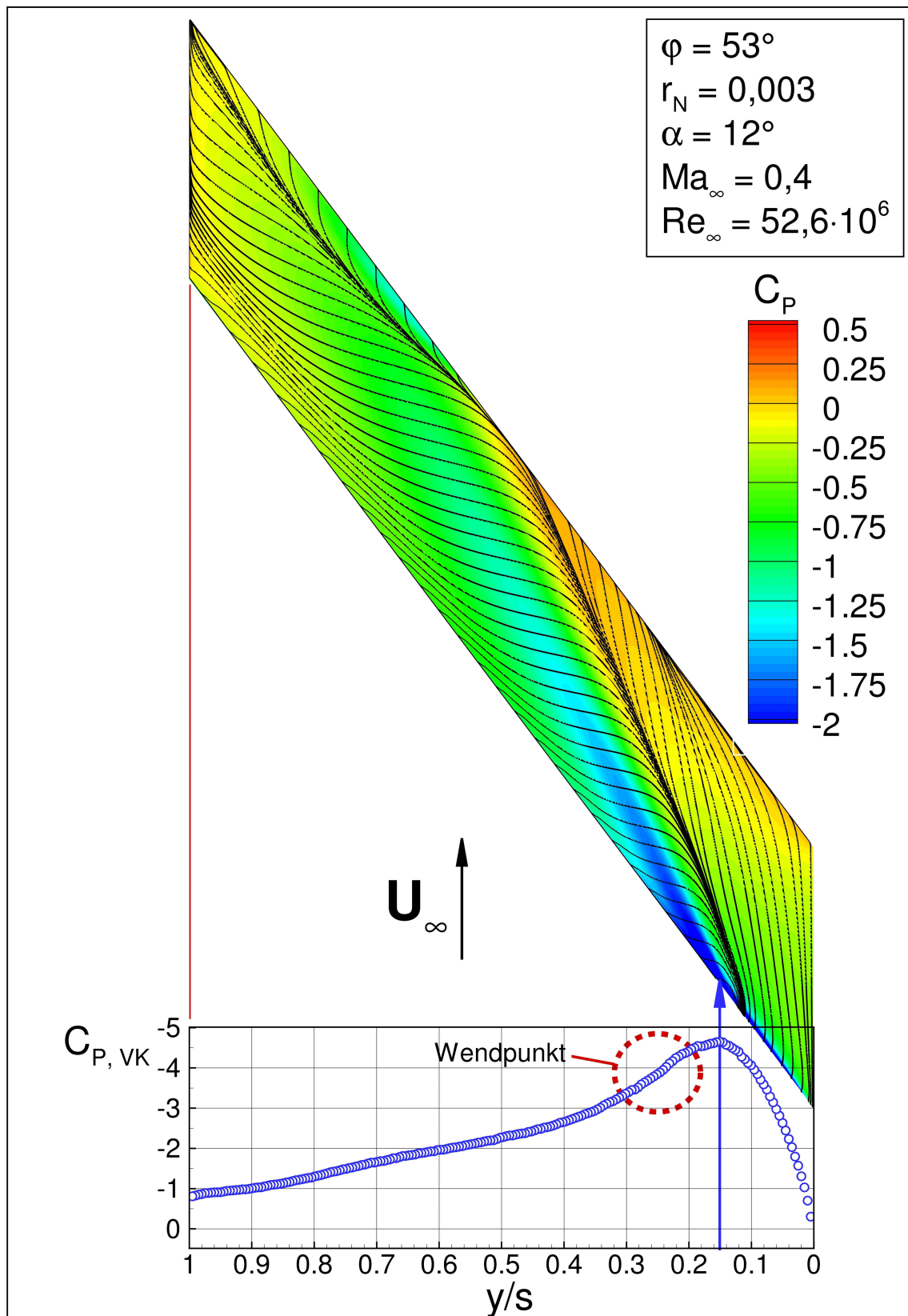


Bild 57: Schubspannungs- und c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

(c_P -Skala als Referenz für sämtliche folgenden Bilder)

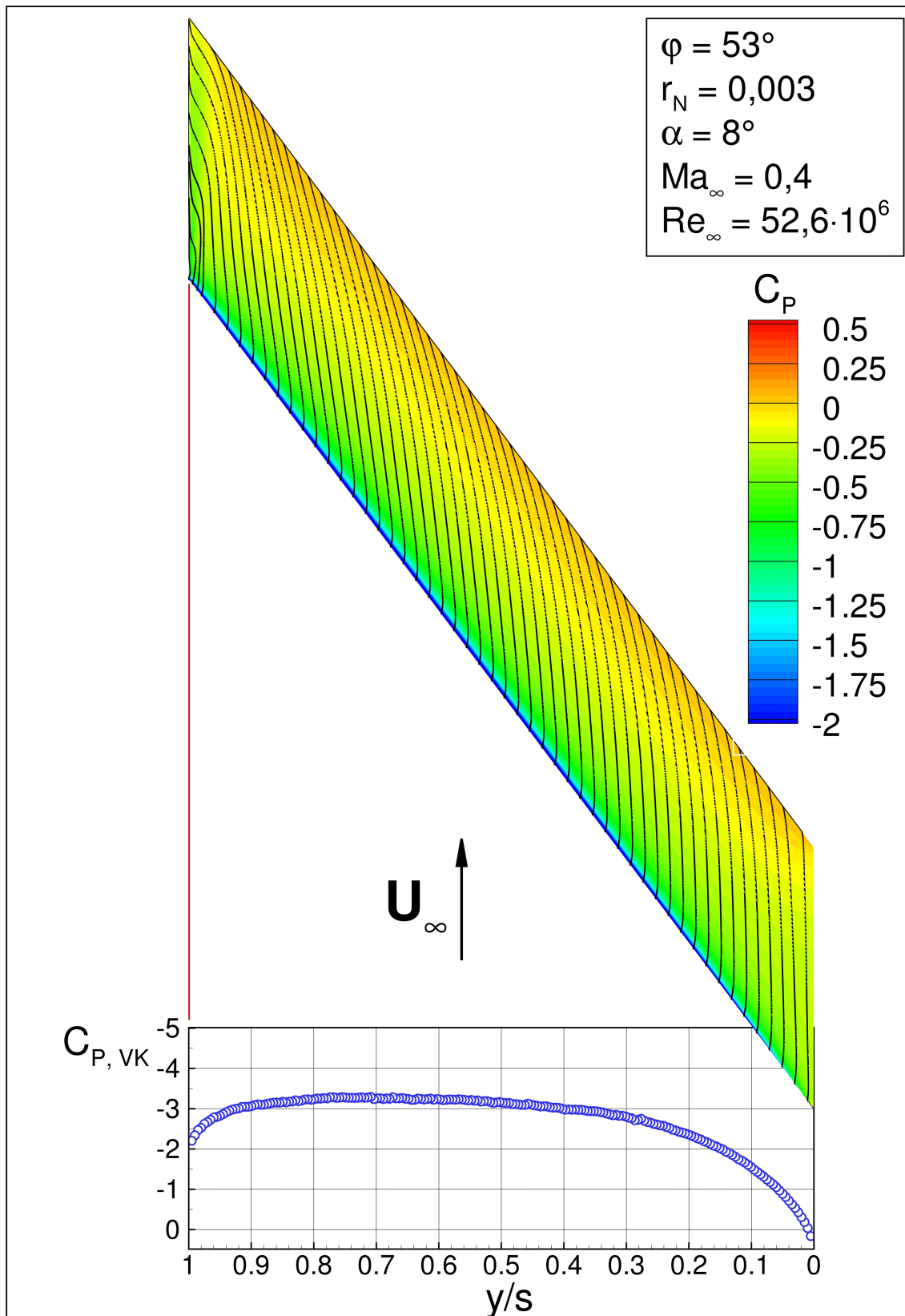


Bild 58: Schubspannungs- und c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante. $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

(c_P -Skala als Referenz für sämtliche folgenden Bilder)

Konfiguration mit konstantem Radius

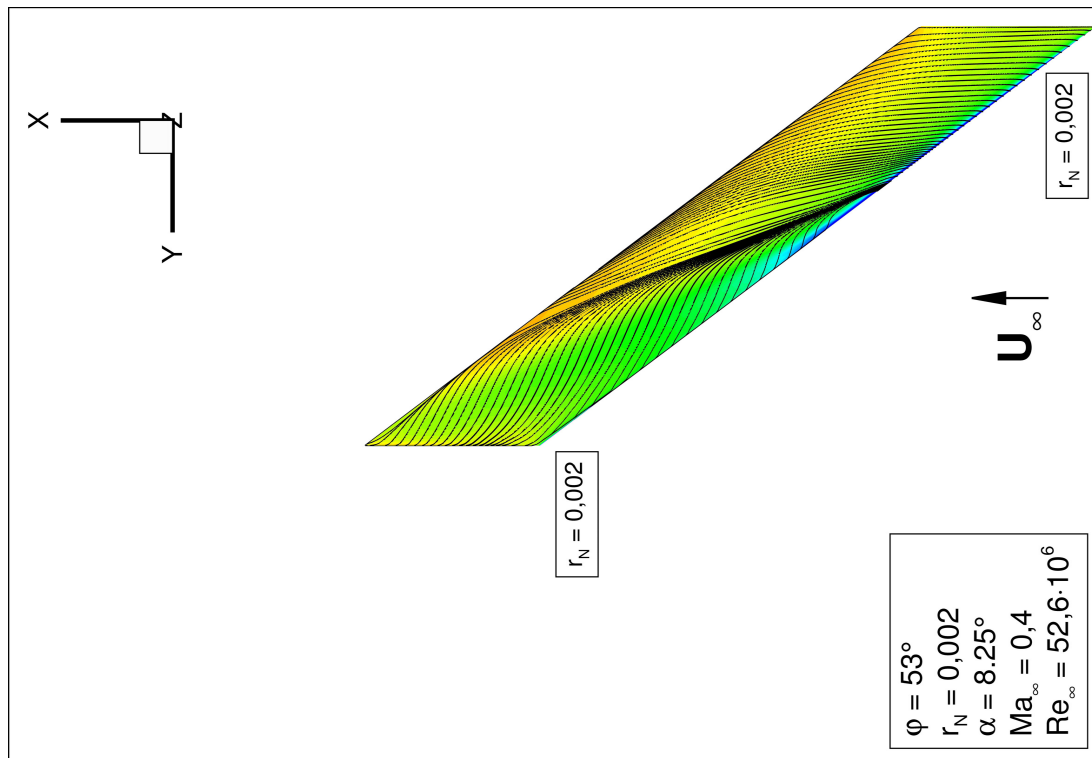


Bild 60: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 8,25^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

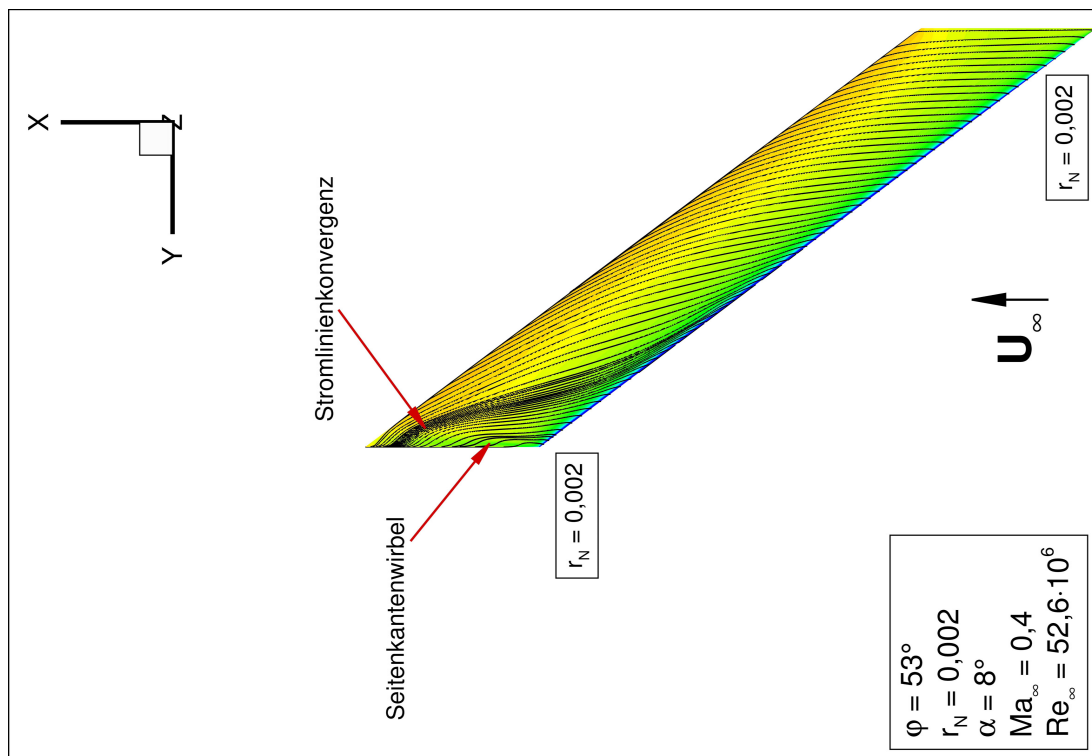


Bild 59: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

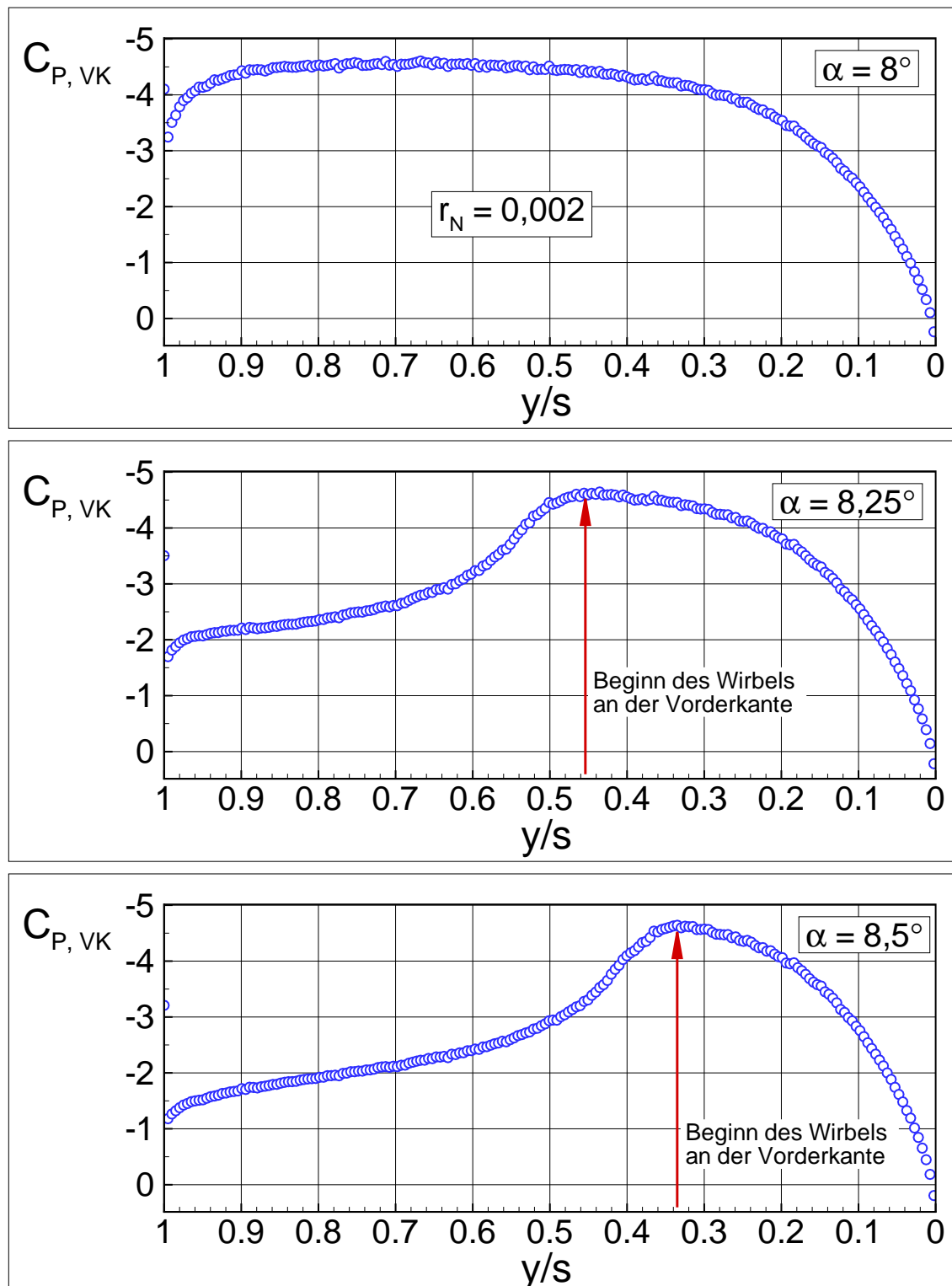


Bild 61: c_P -Verteilung an der Vorderkante für unterschiedliche Anstellwinkel.
 $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

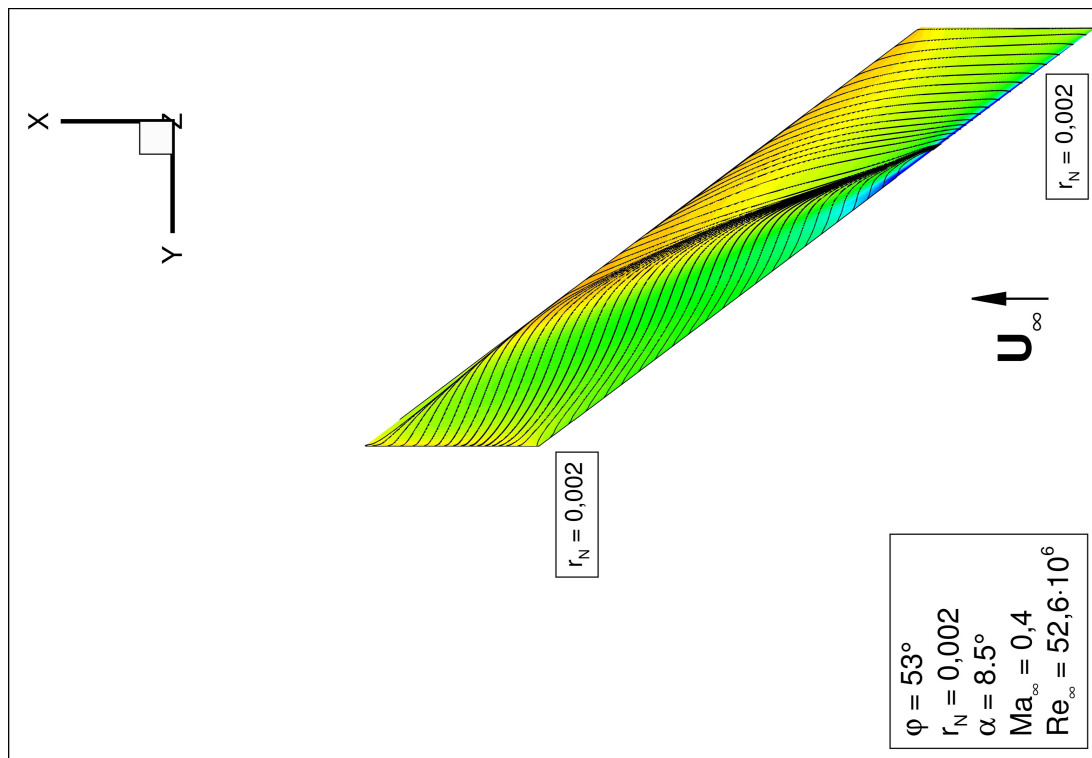


Bild 62: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 8,5^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

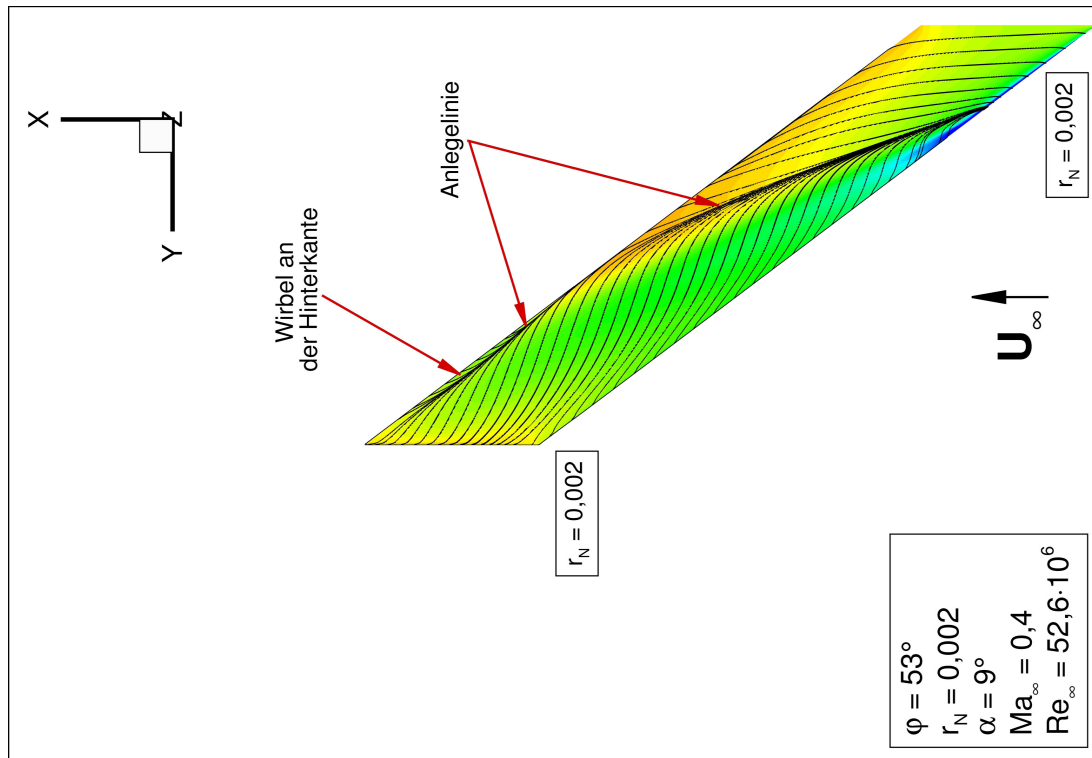


Bild 63: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 9^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

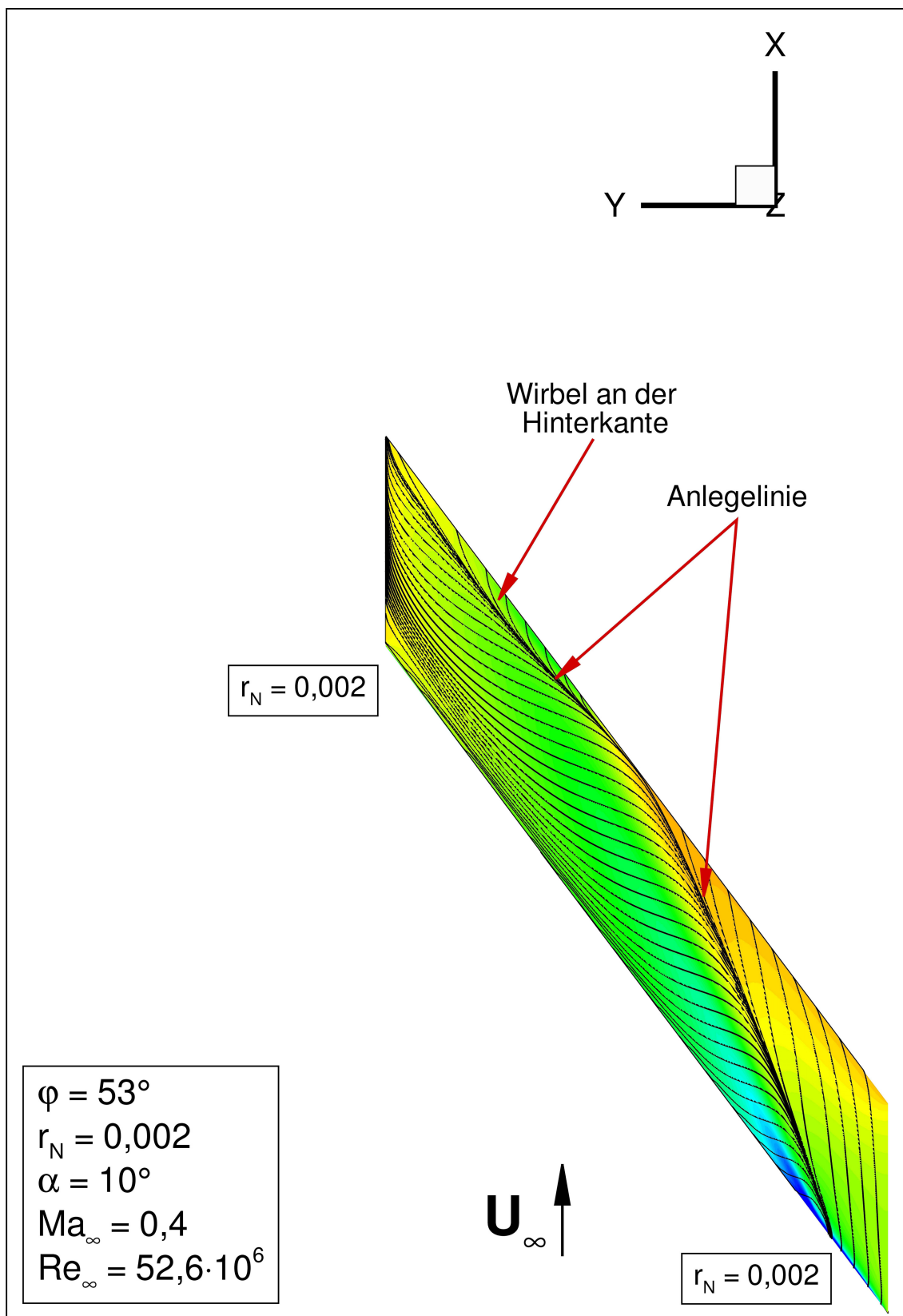


Bild 64: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite:
 $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

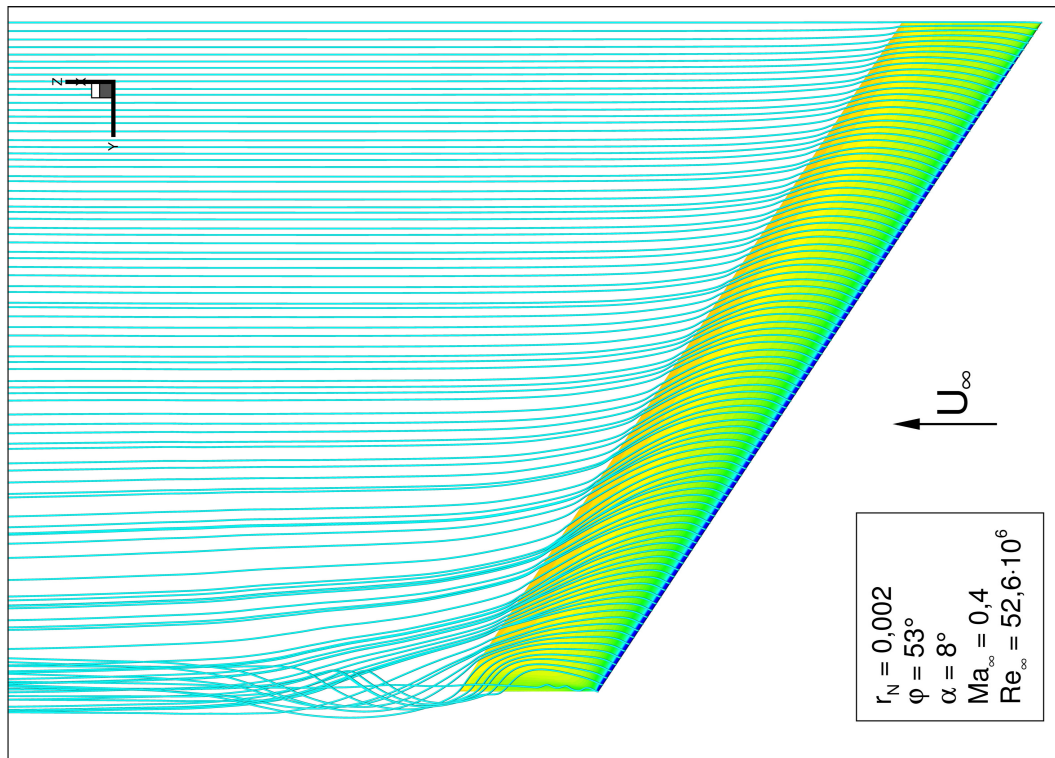


Bild 65: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

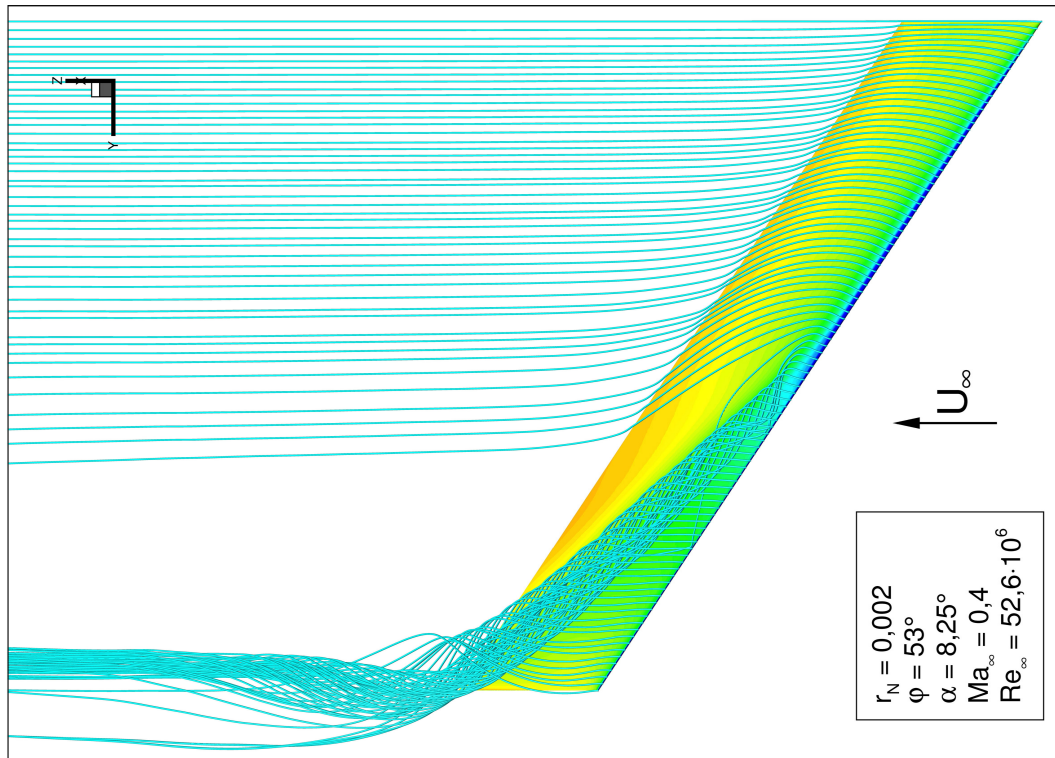


Bild 66: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 8,25^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

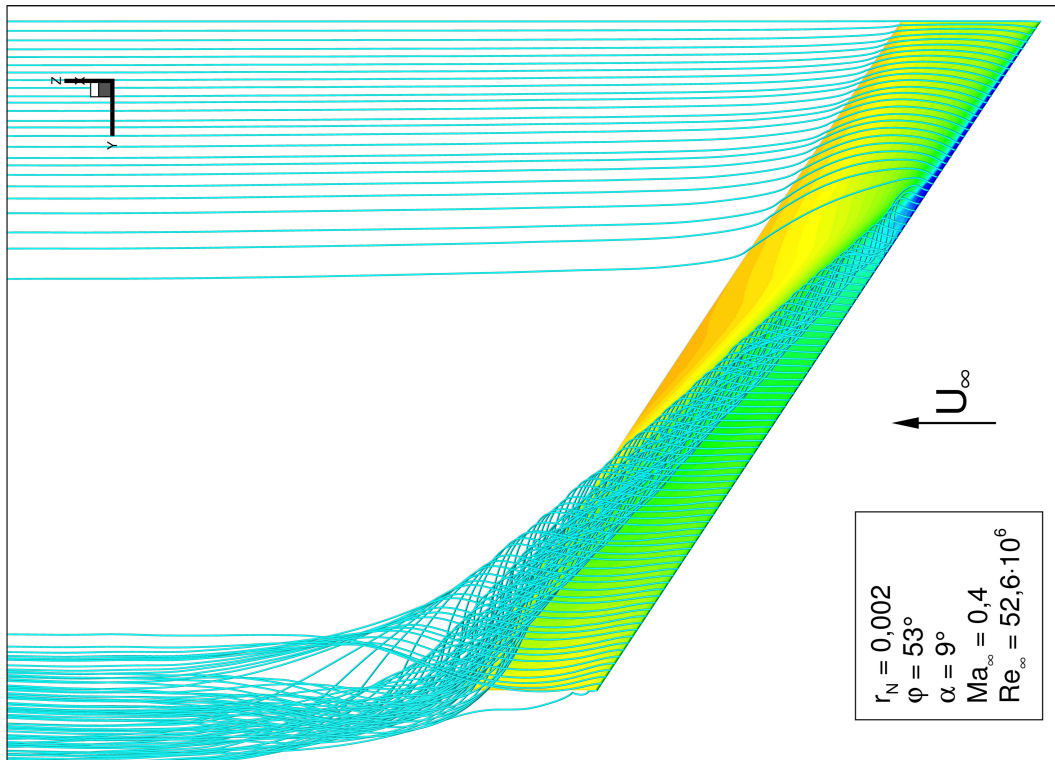


Bild 68: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 9^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

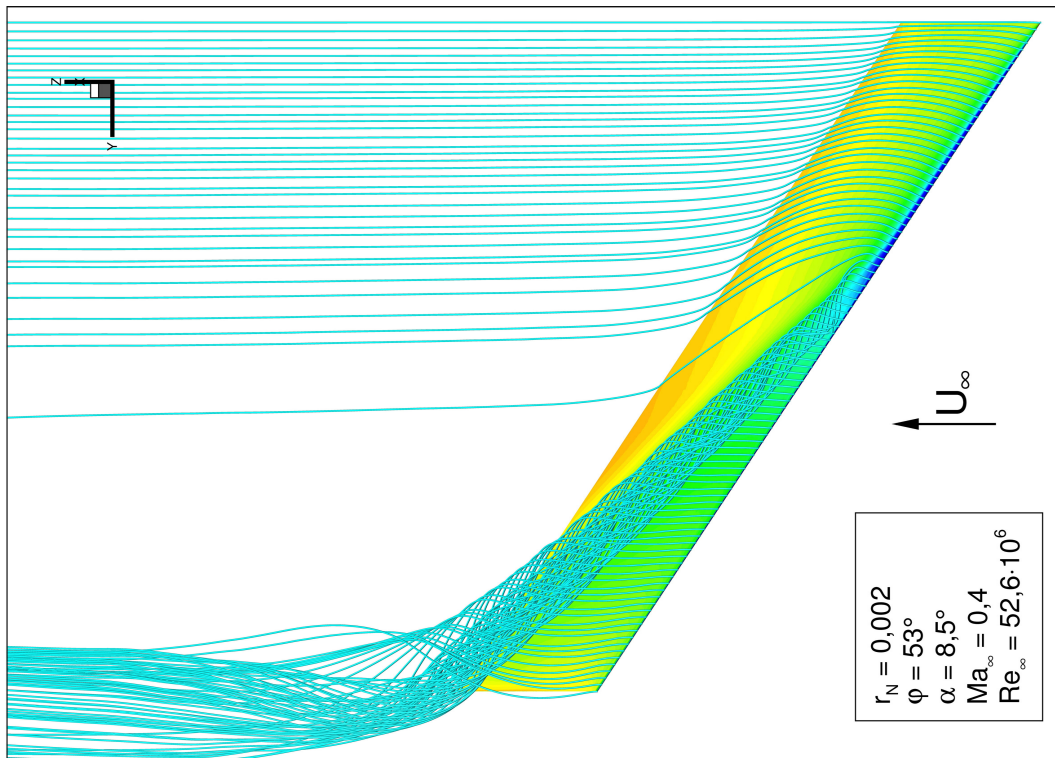


Bild 67: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8,5^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

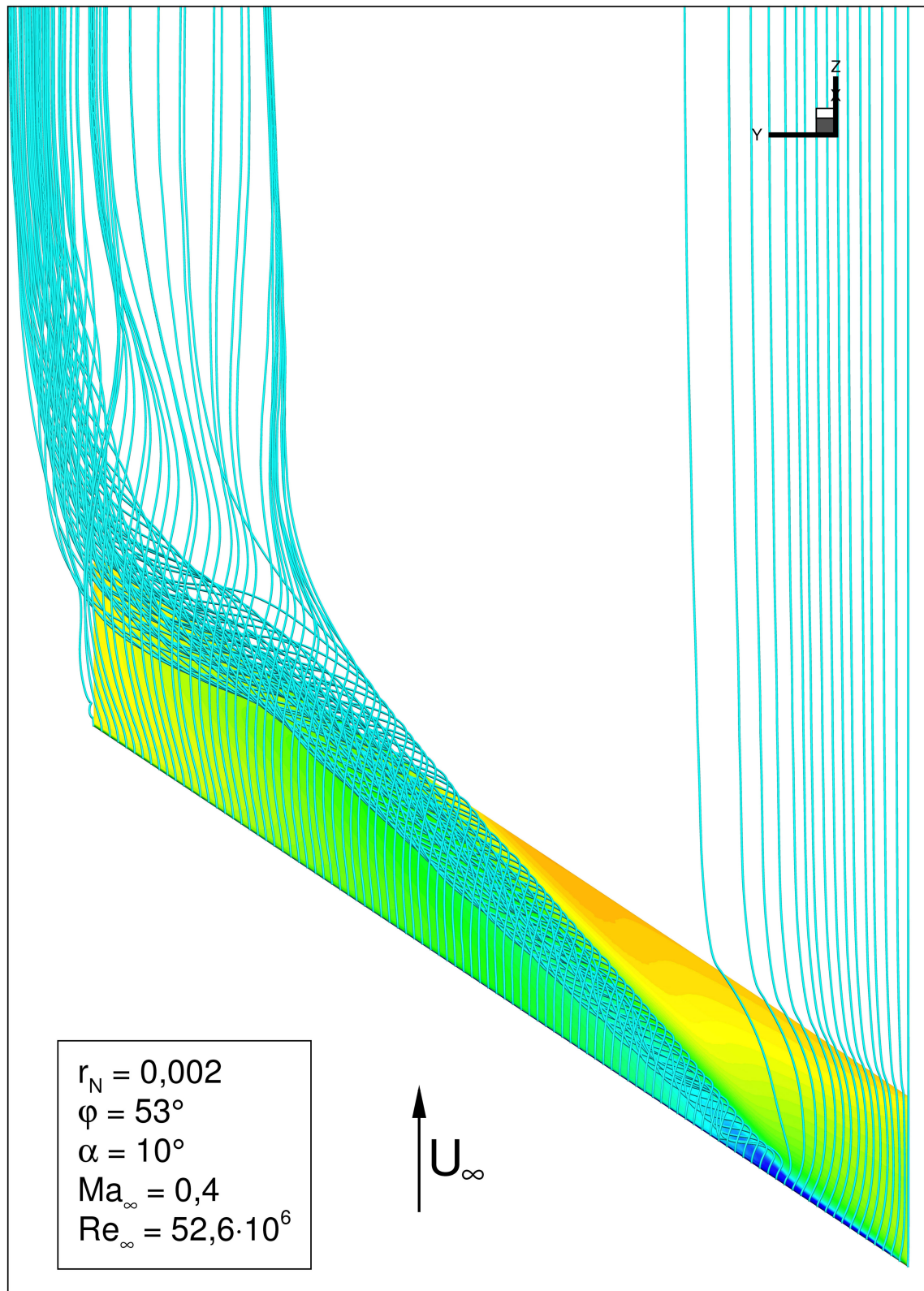


Bild 69: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

Konfigurationen mit verschiedenen konstanten Radien

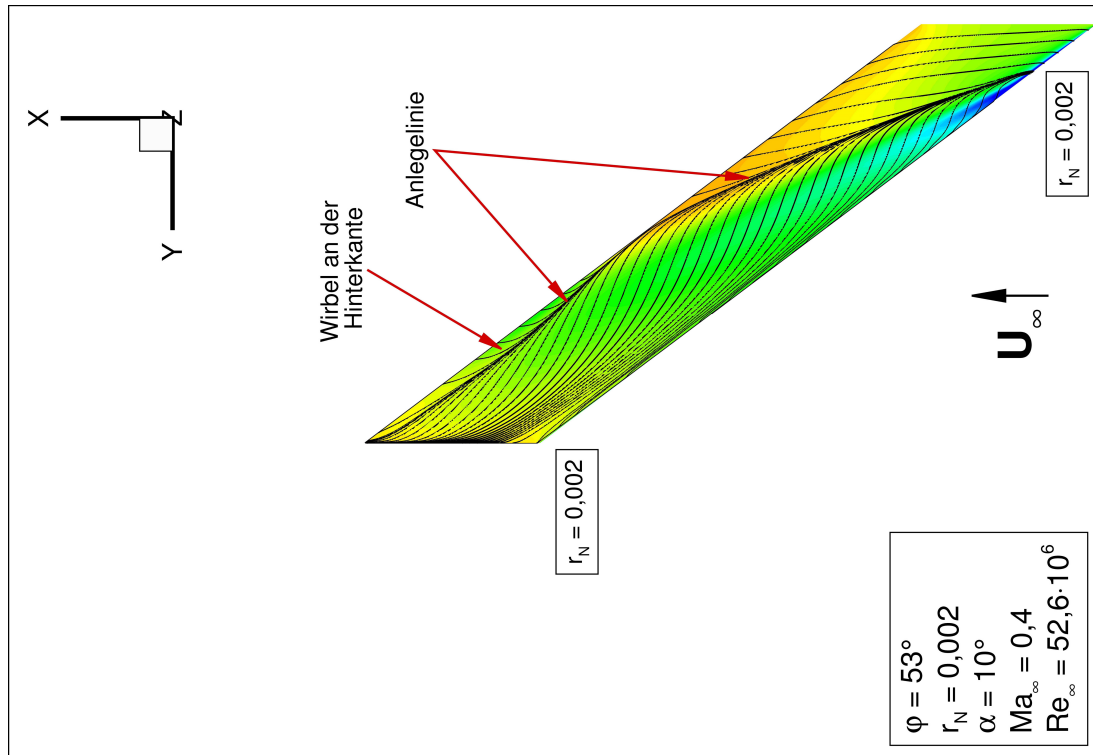


Bild 70: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,001$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

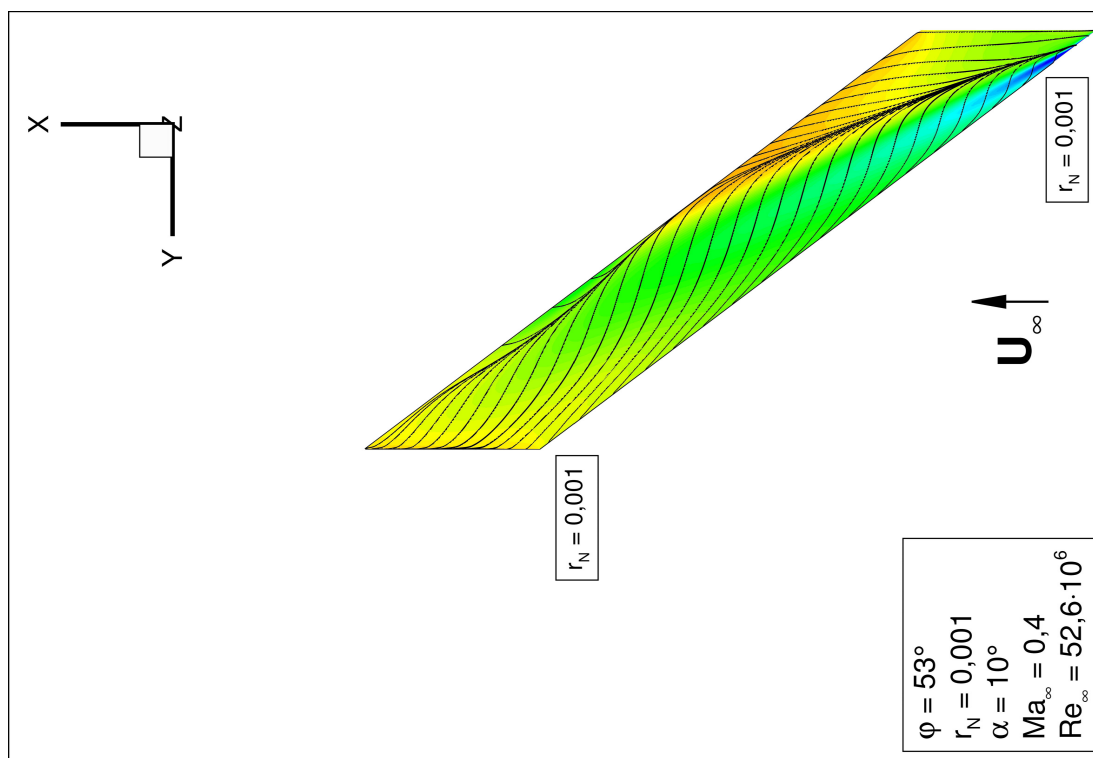


Bild 71: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

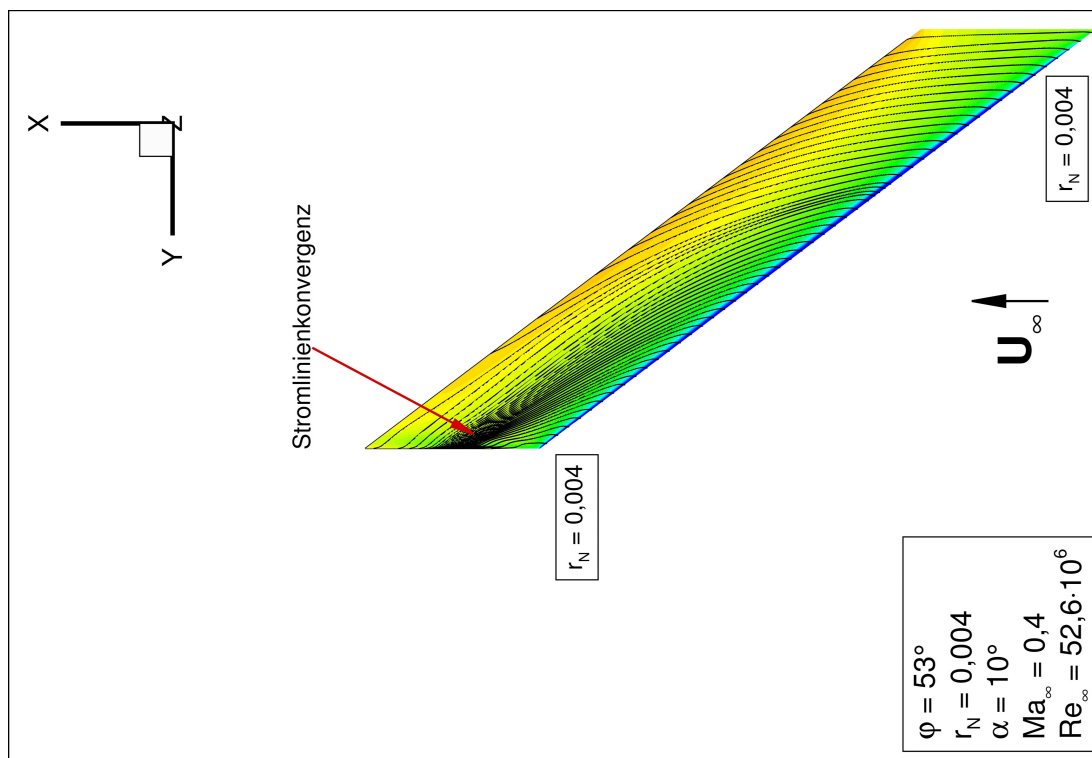


Bild 72: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$.
 $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

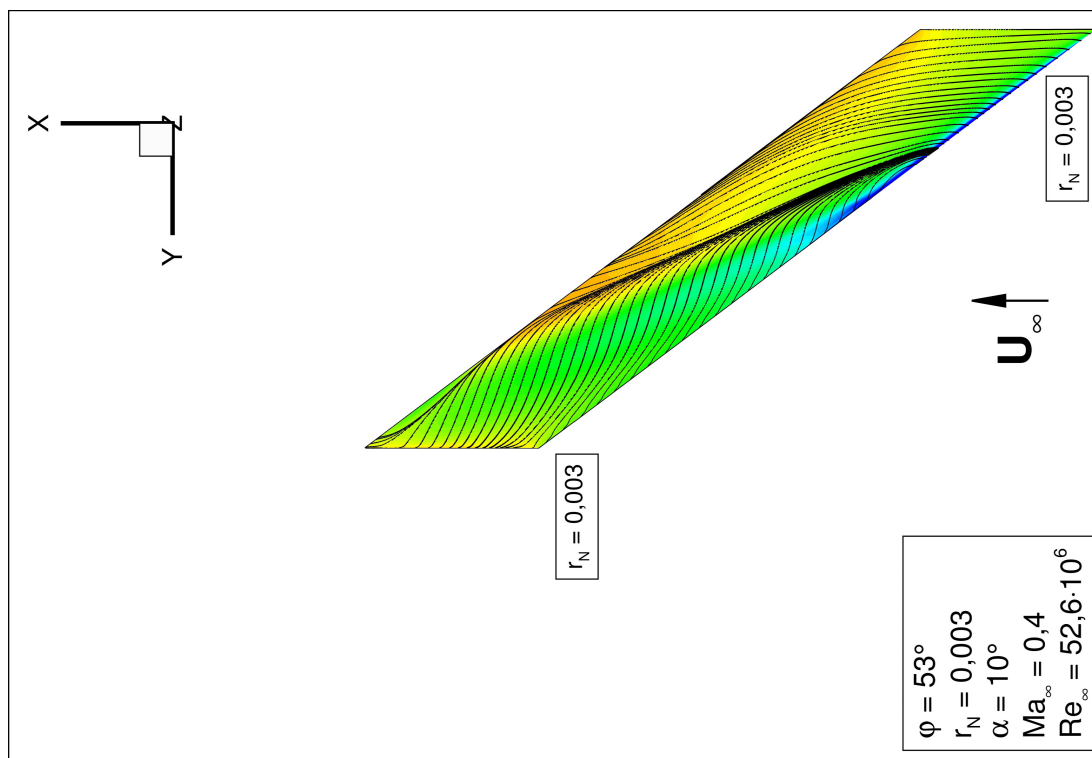


Bild 73: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$.
 $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

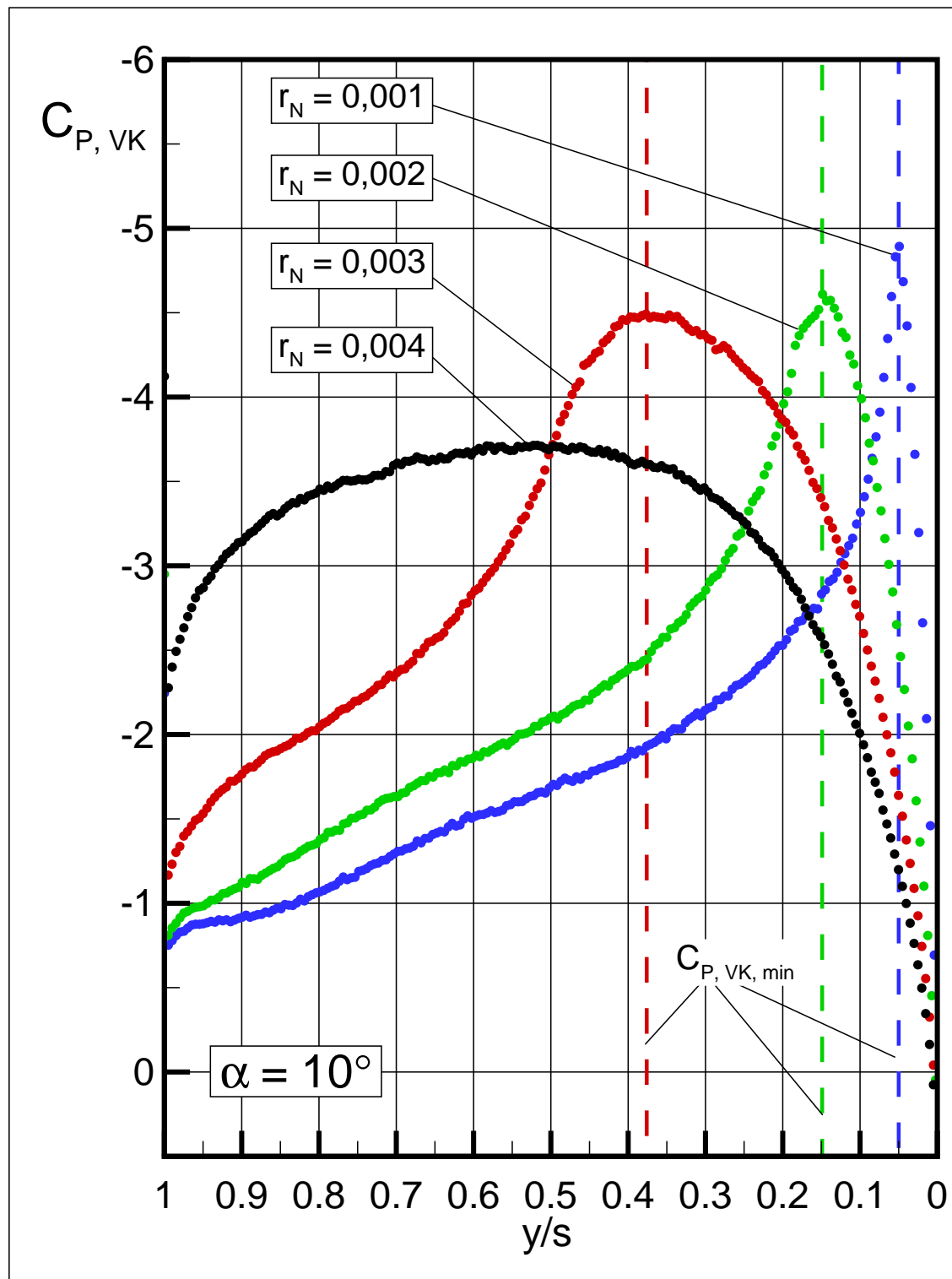


Bild 74: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,001-0,004$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

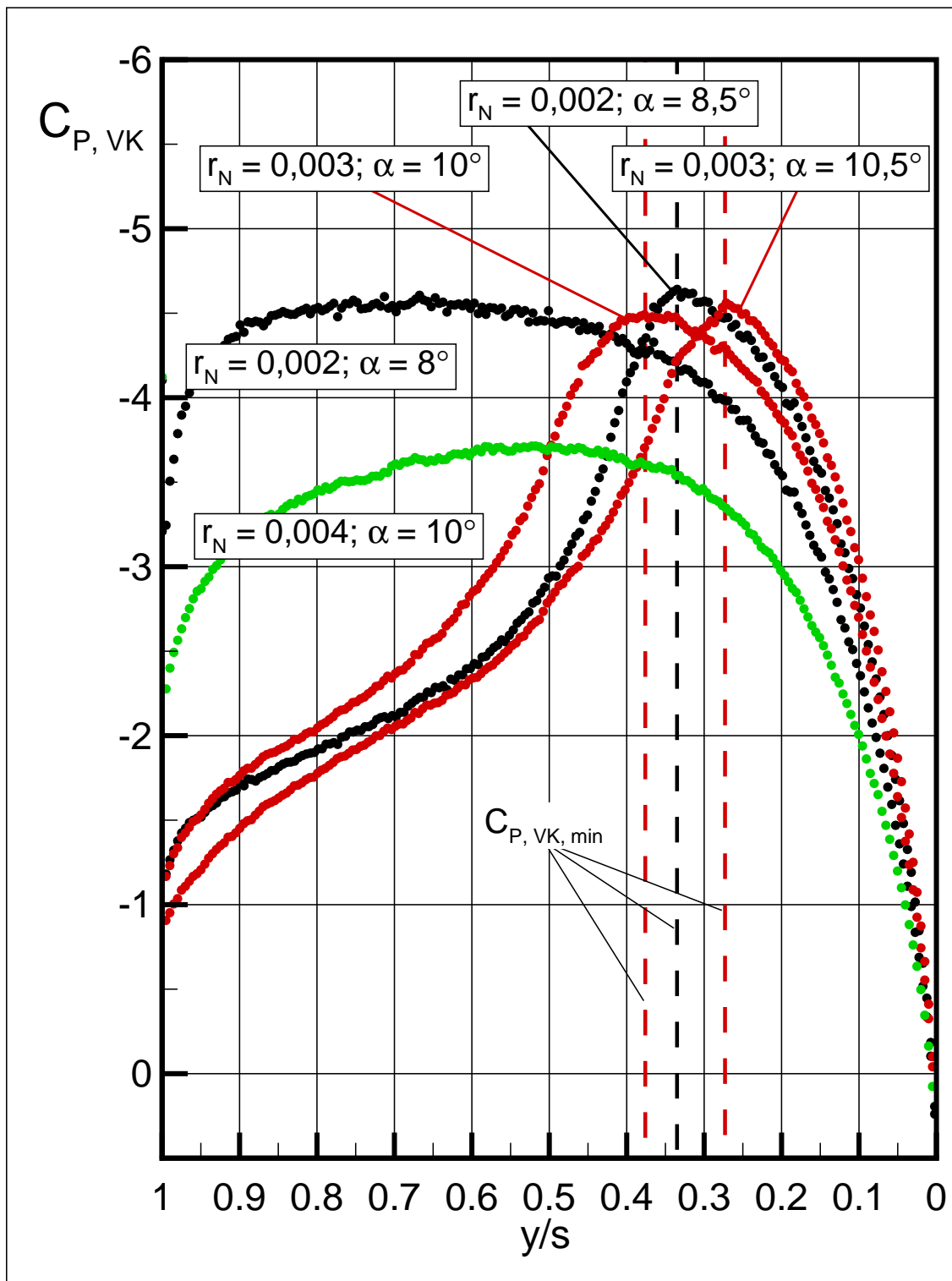


Bild 75: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,002; 0,003$ und $0,004$; $\varphi = 53^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

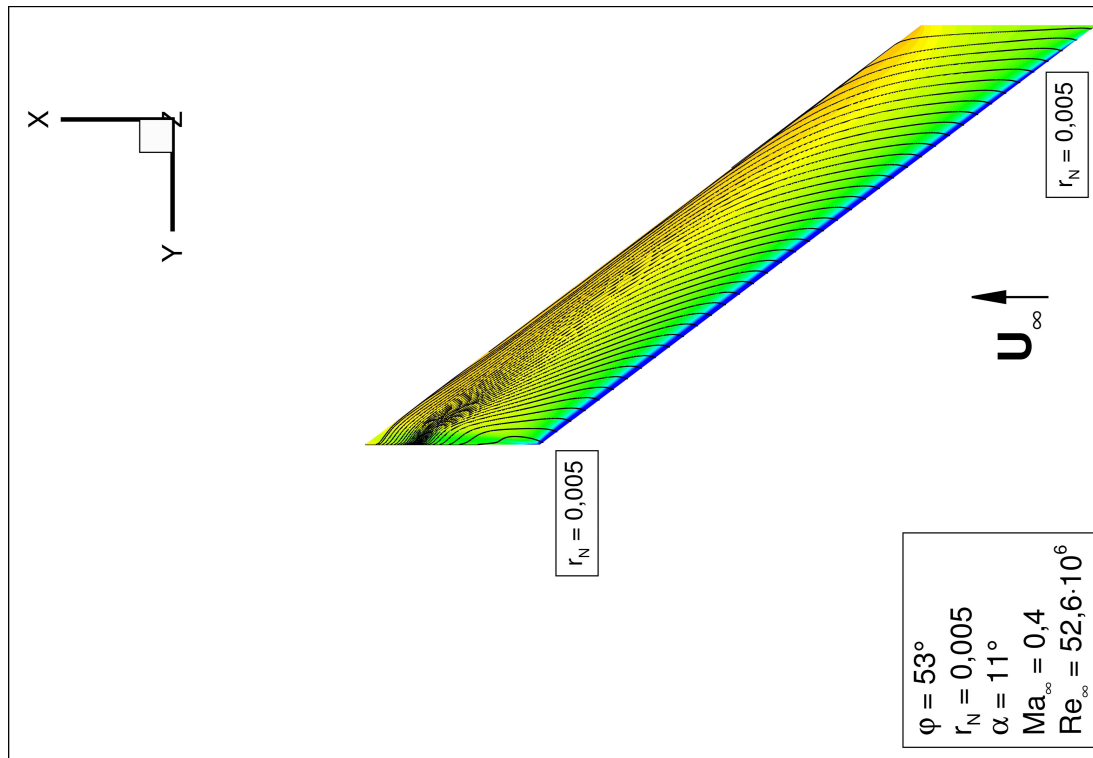


Bild 76: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$.
 $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

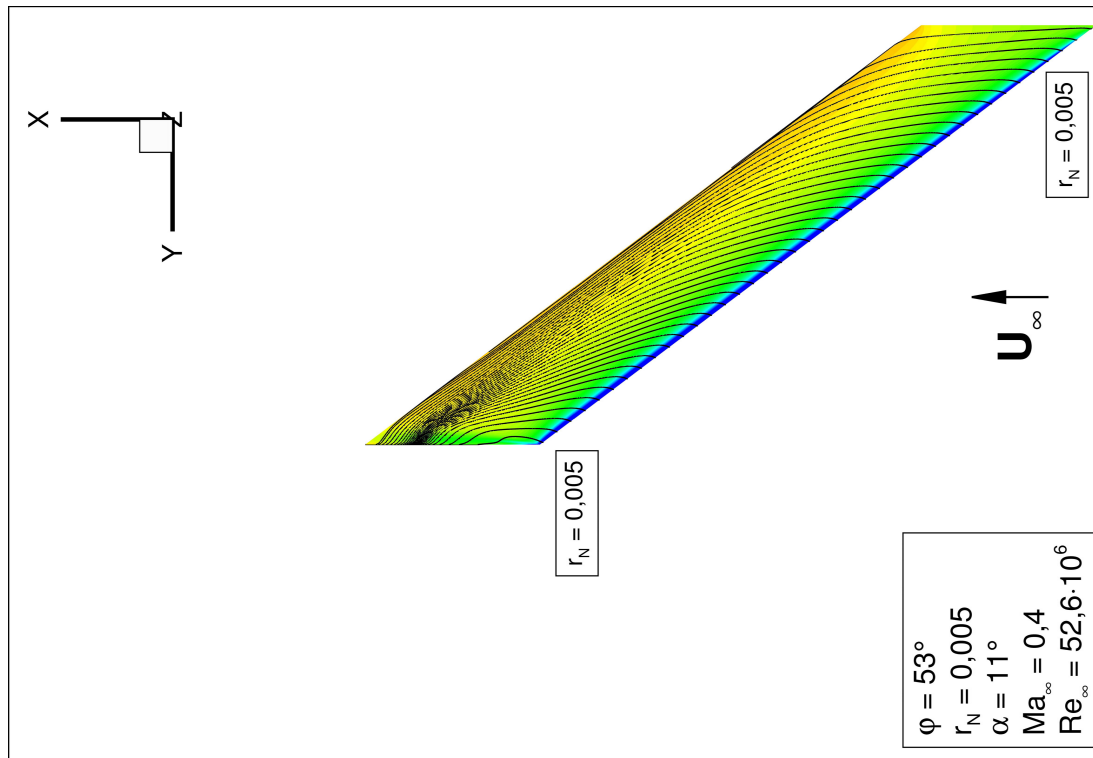
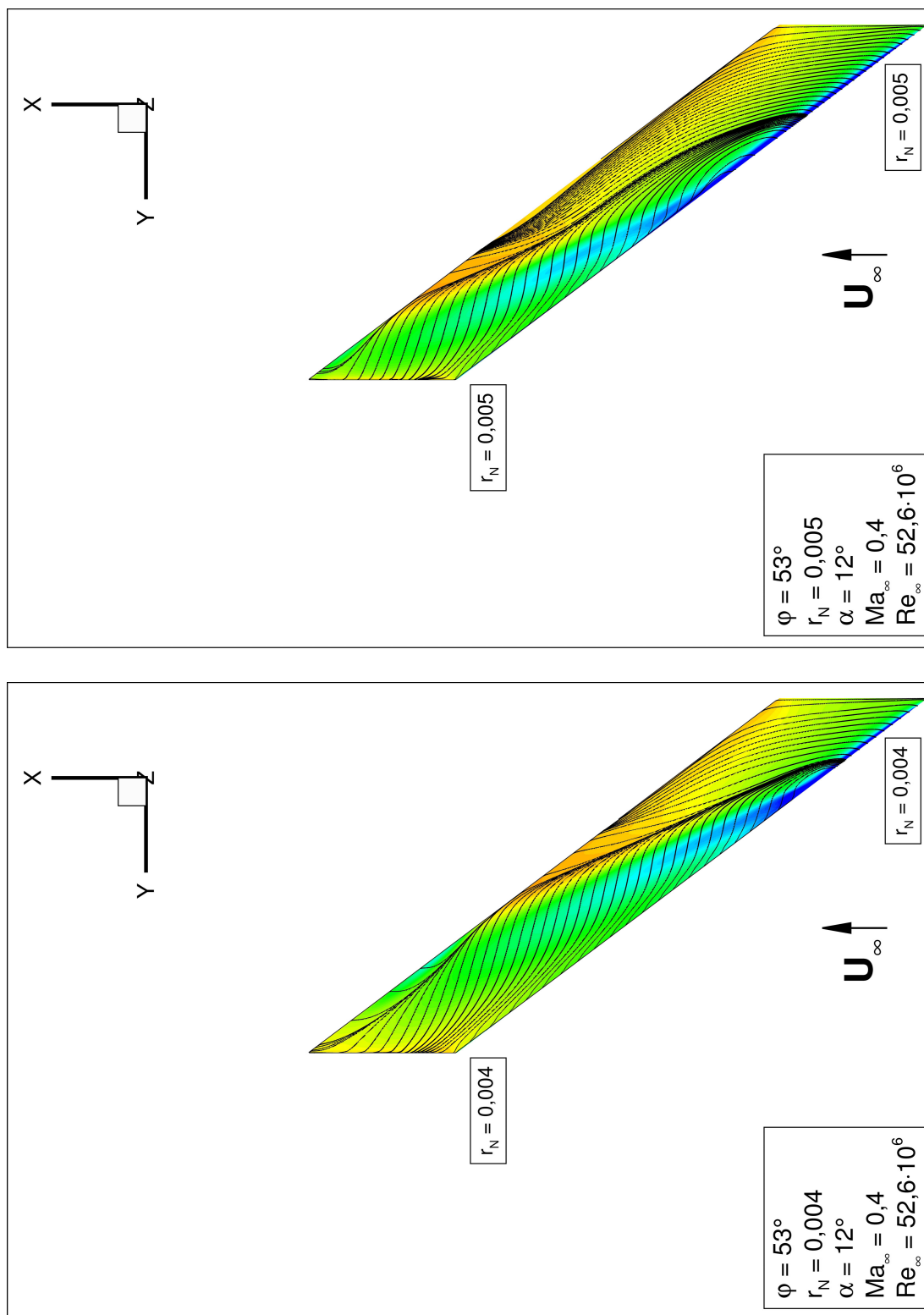


Bild 77: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$.
 $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.



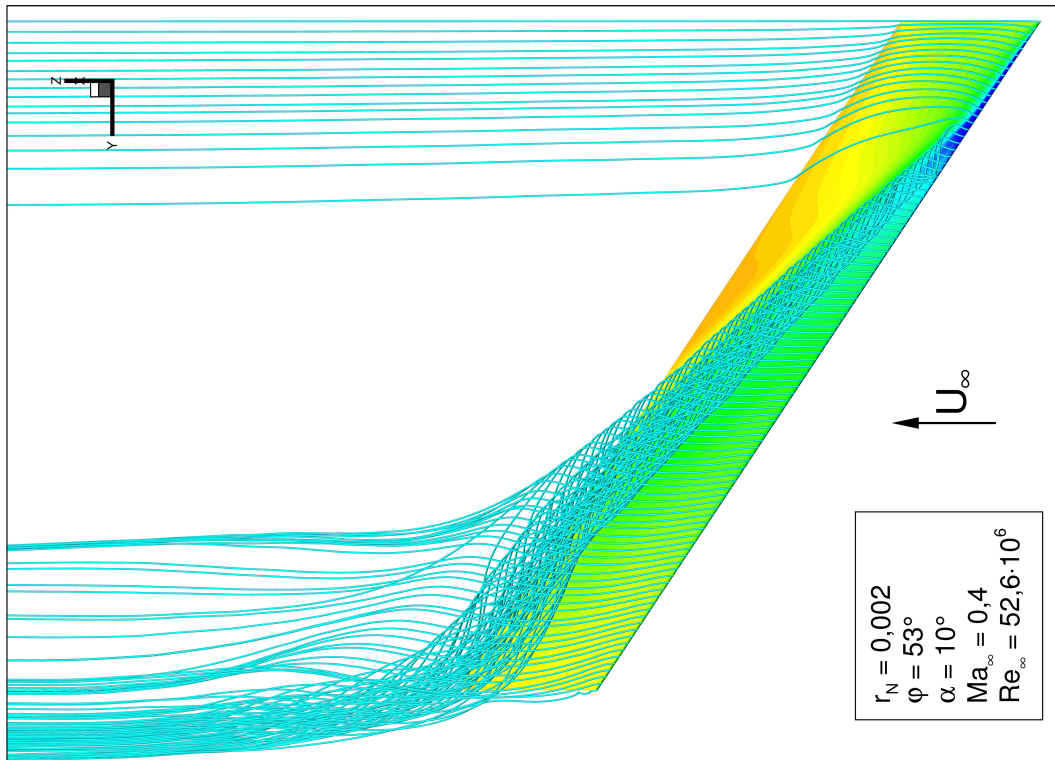


Bild 81: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,002$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

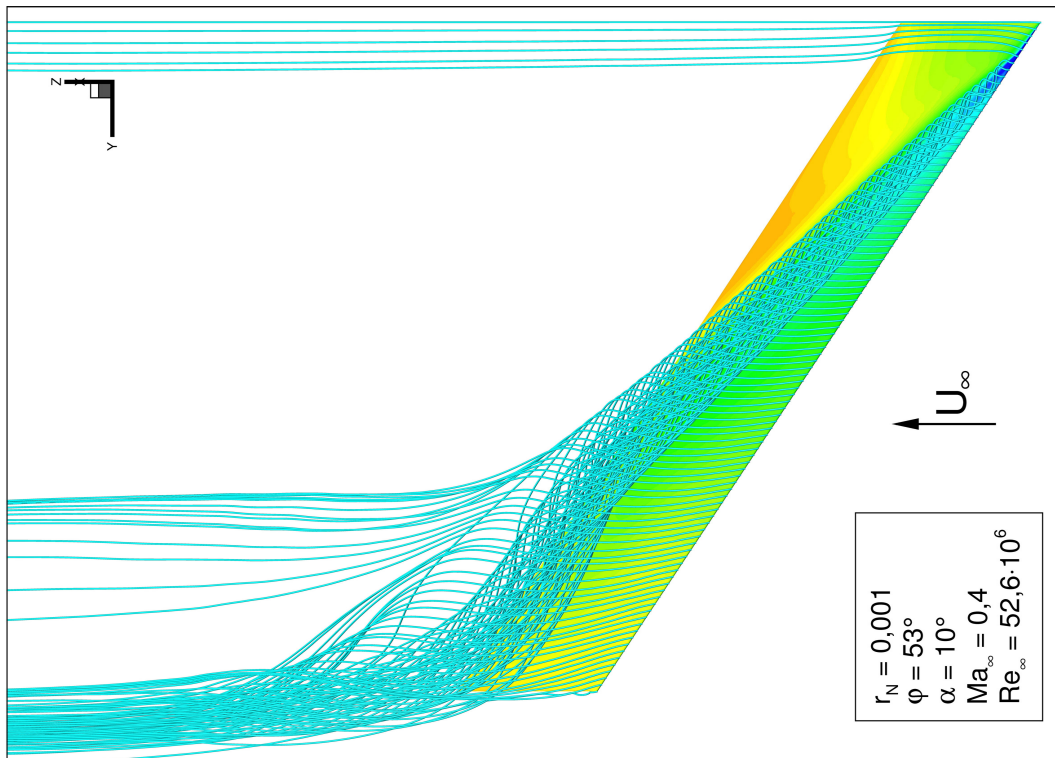


Bild 80: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,001$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

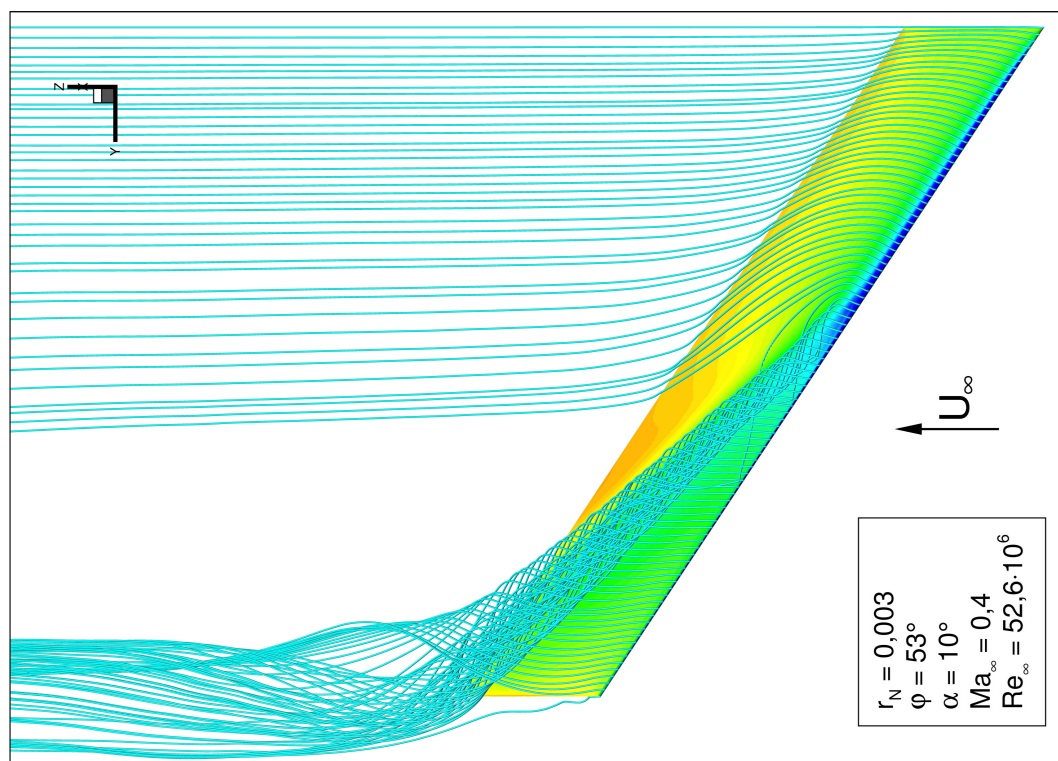


Bild 82: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

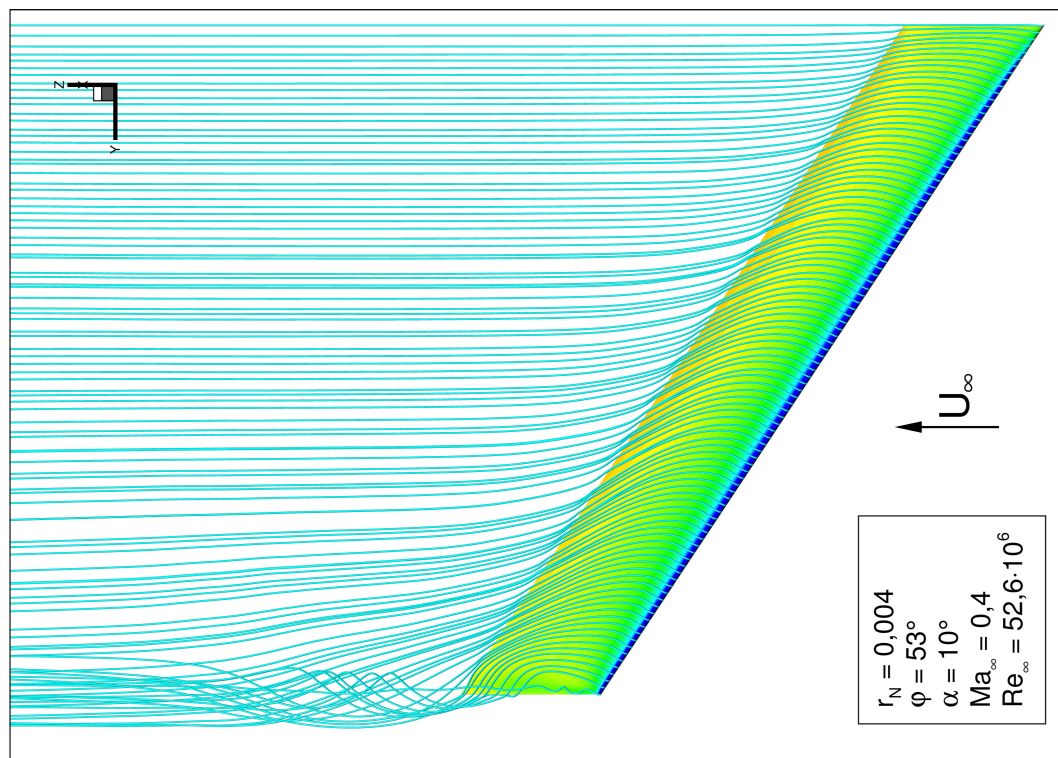


Bild 83: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

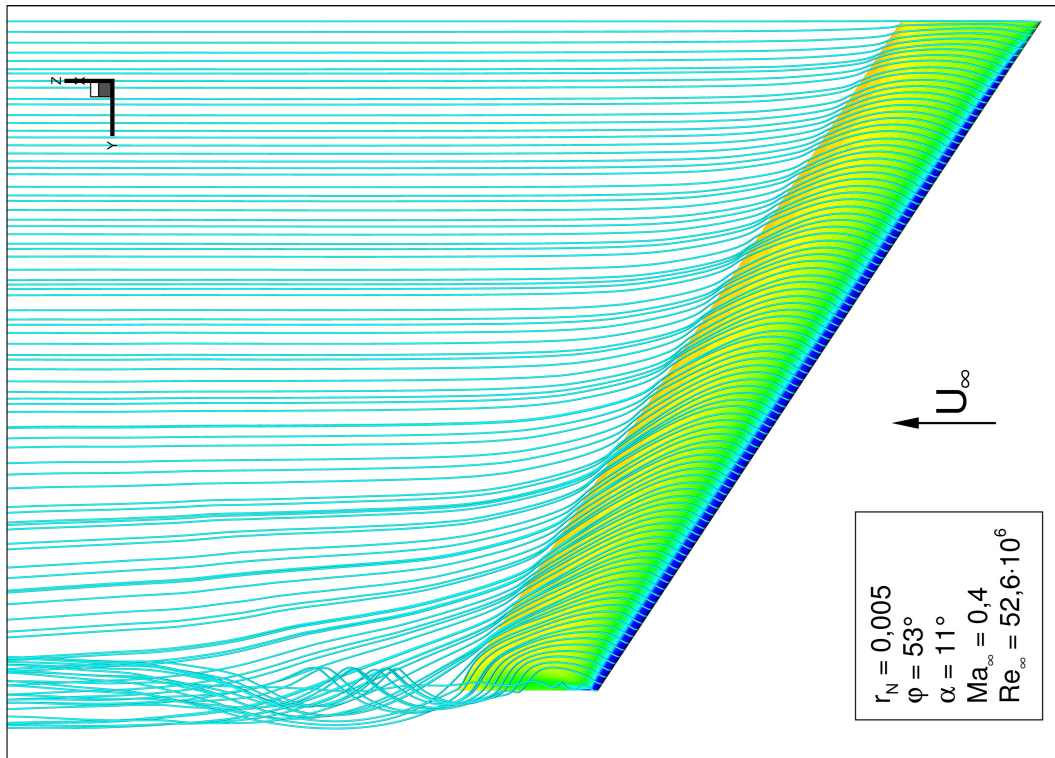


Bild 85: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

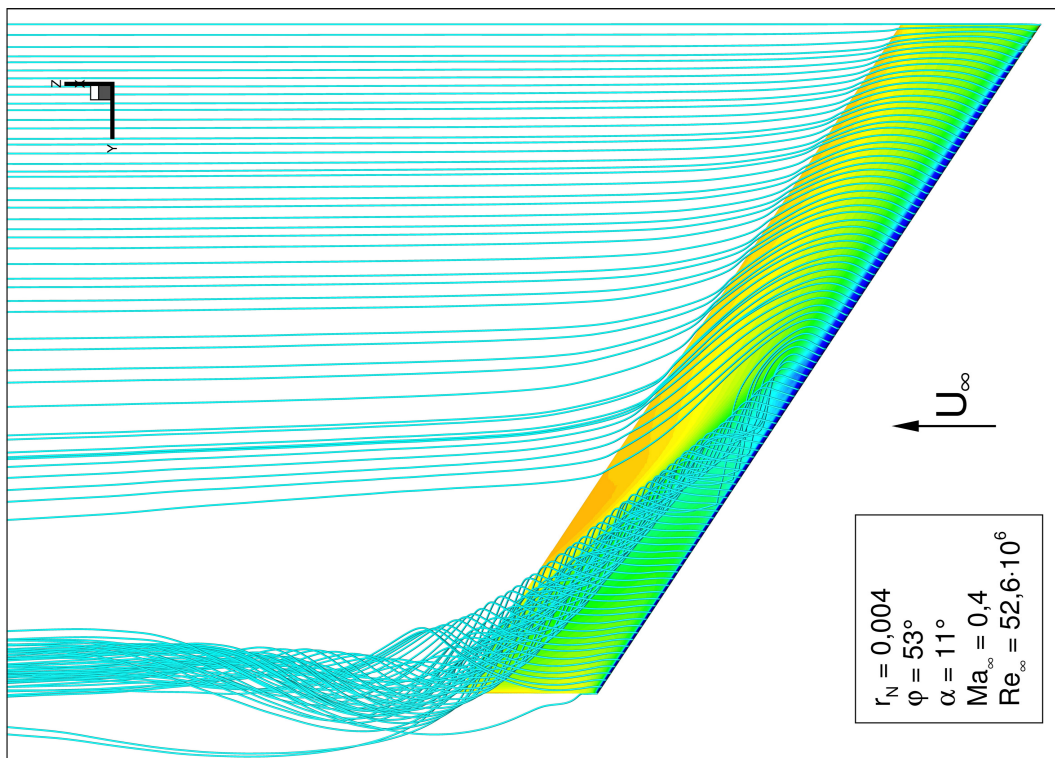


Bild 84: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

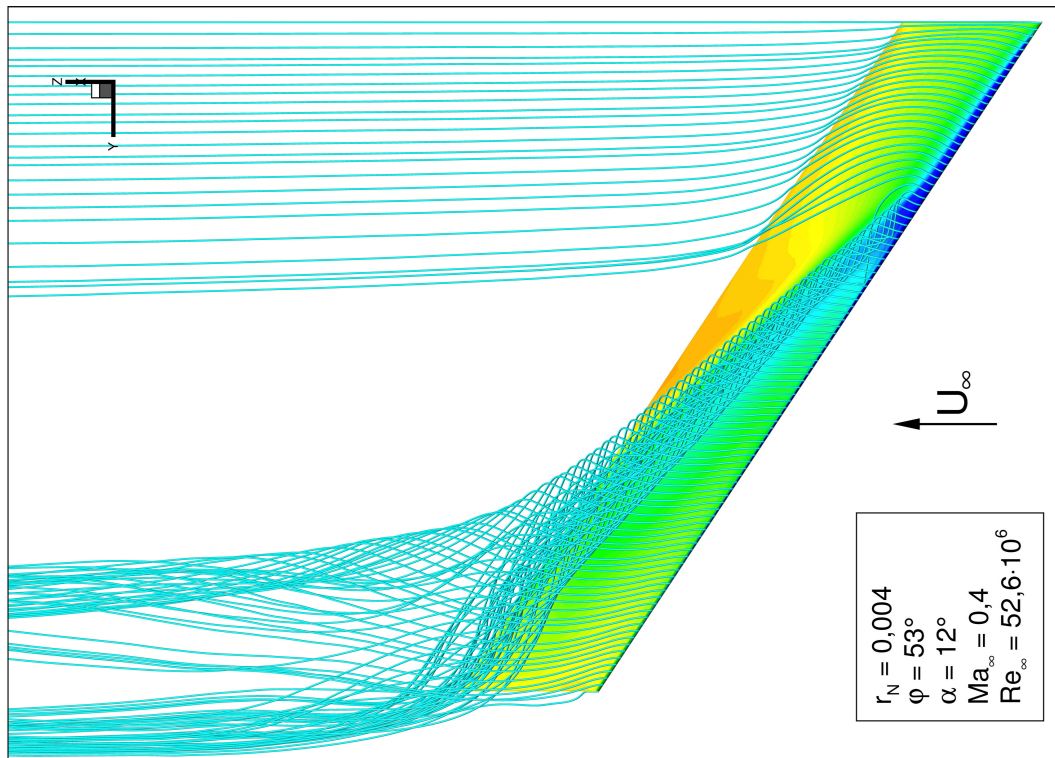


Bild 86: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 12^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

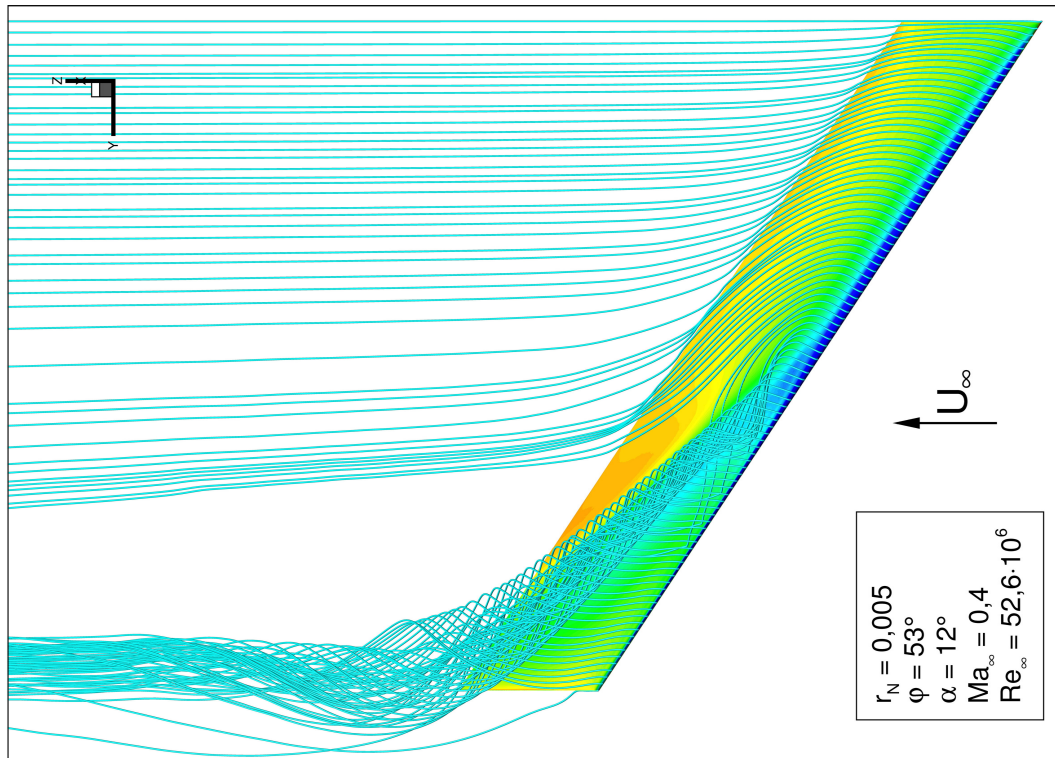


Bild 87: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 12^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

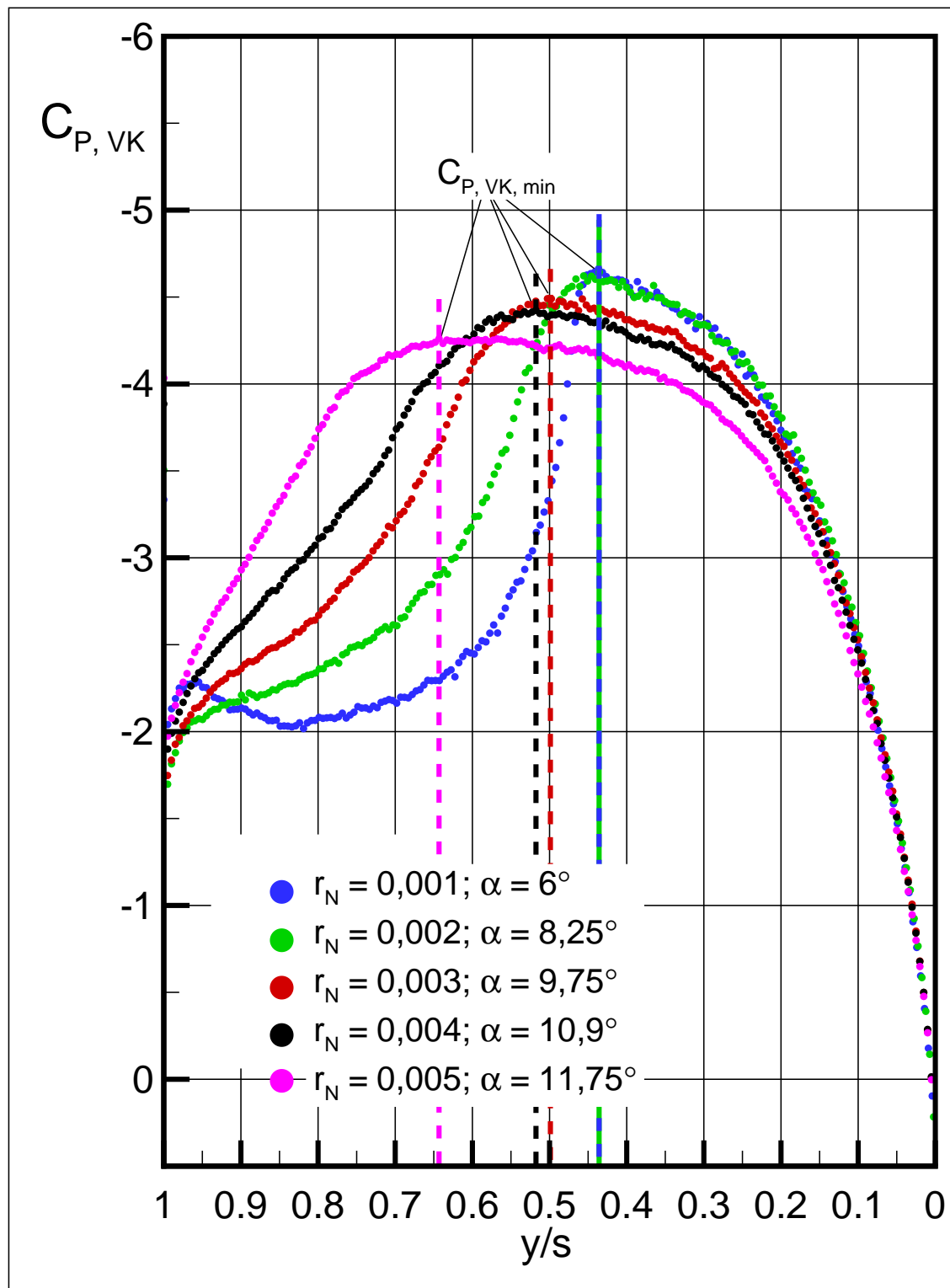


Bild 88: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,001-0,005$; $\varphi = 53^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

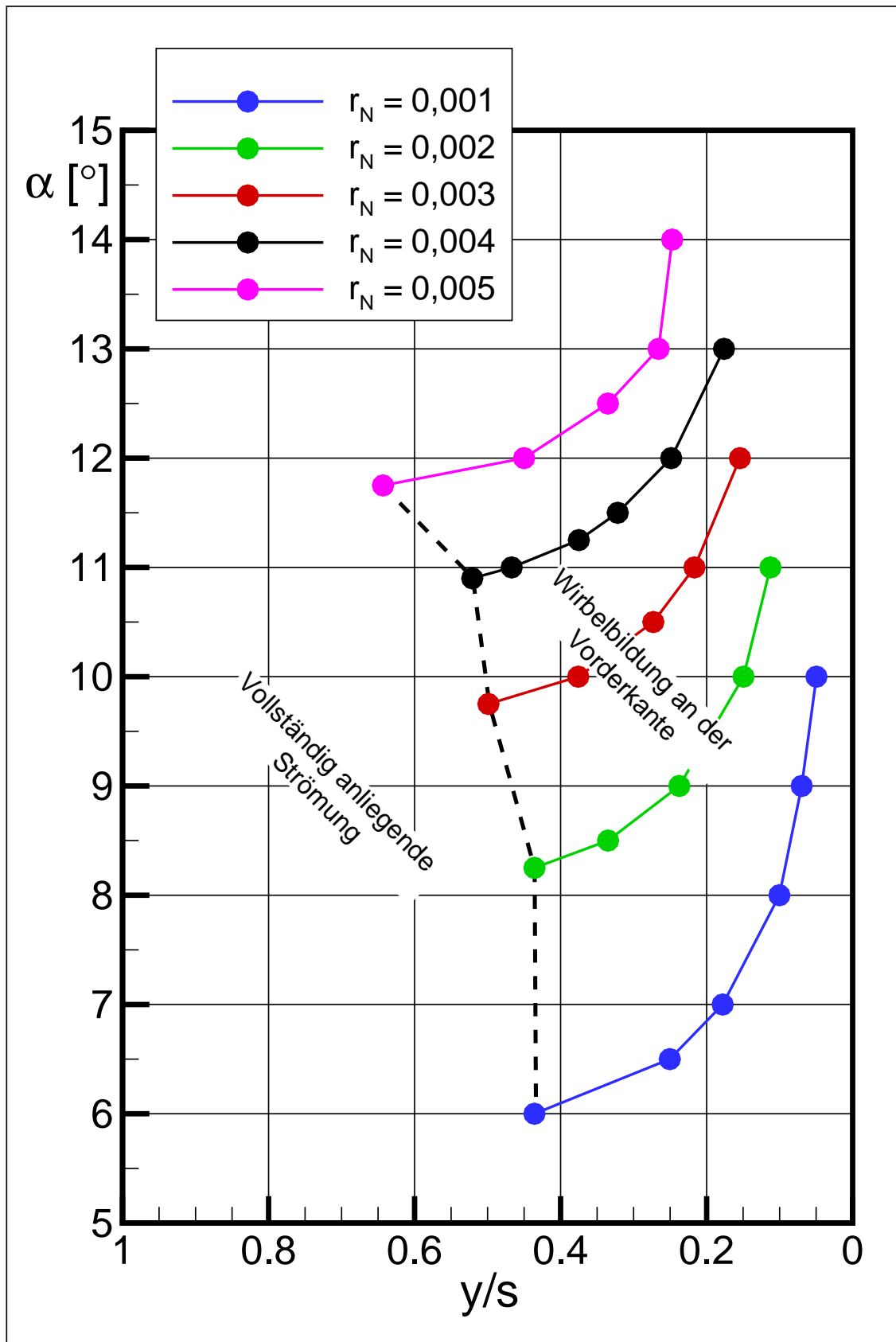


Bild 89: Position des Ursprungs der Wirbelentstehung an der Vorderkante in Abhängigkeit vom Anstellwinkel α und Größe des Vorderkantennasenradius r_N .

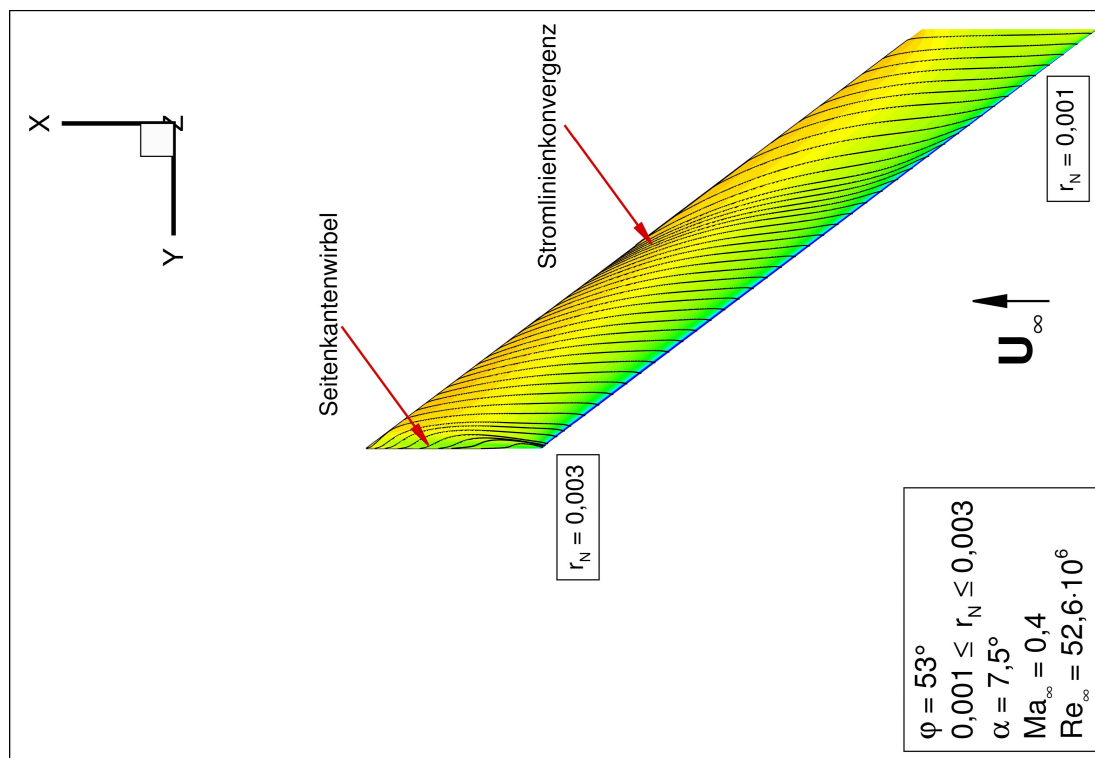


Bild 92: r_N steigend: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,25^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

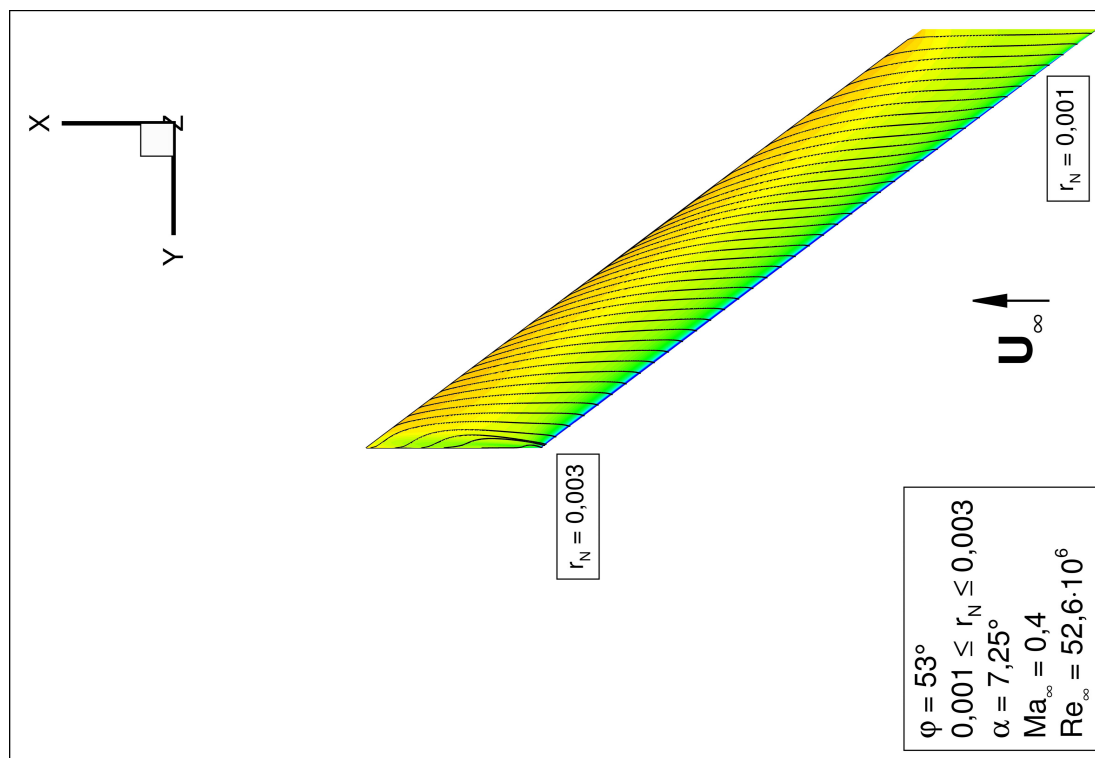


Bild 93: r_N steigend: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,5^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

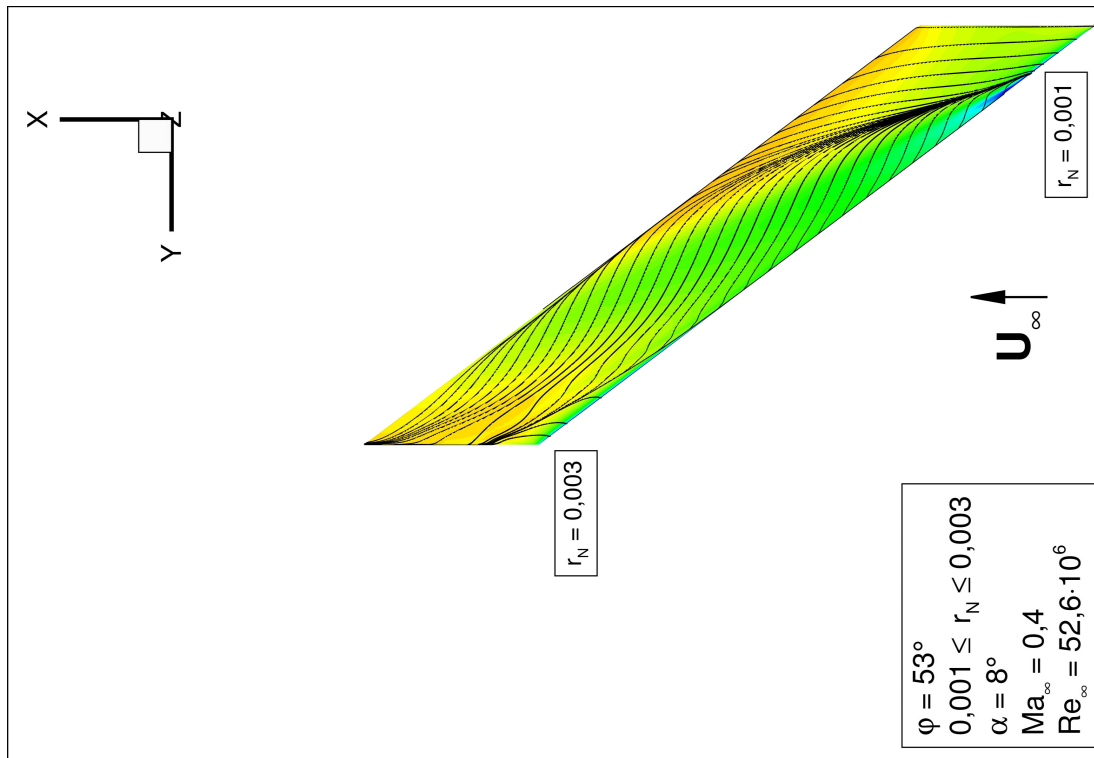


Bild 95: r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

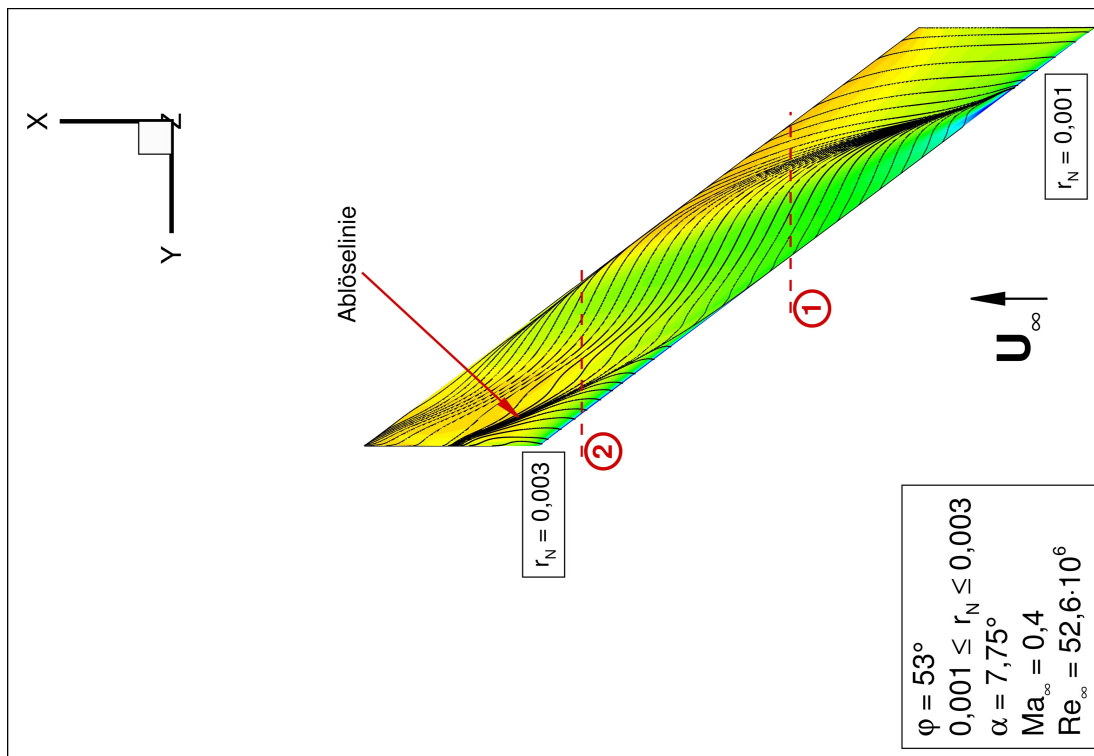


Bild 94: r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,75^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

Konfigurationen mit variablen Radien

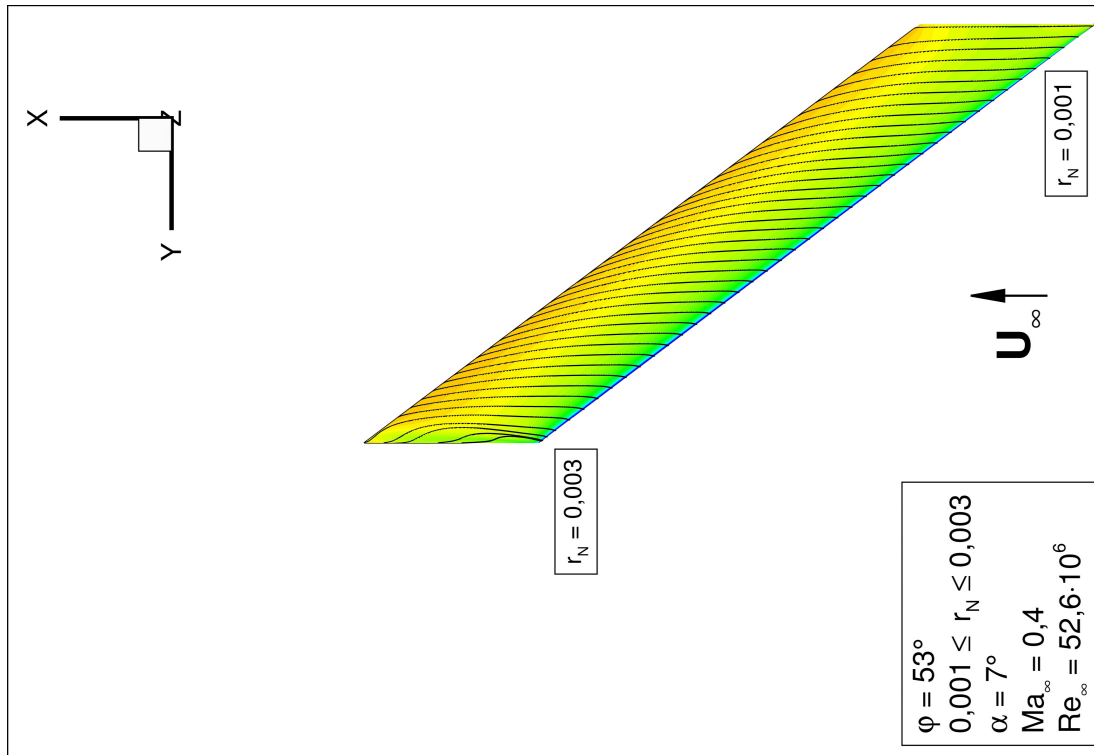


Bild 91: r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

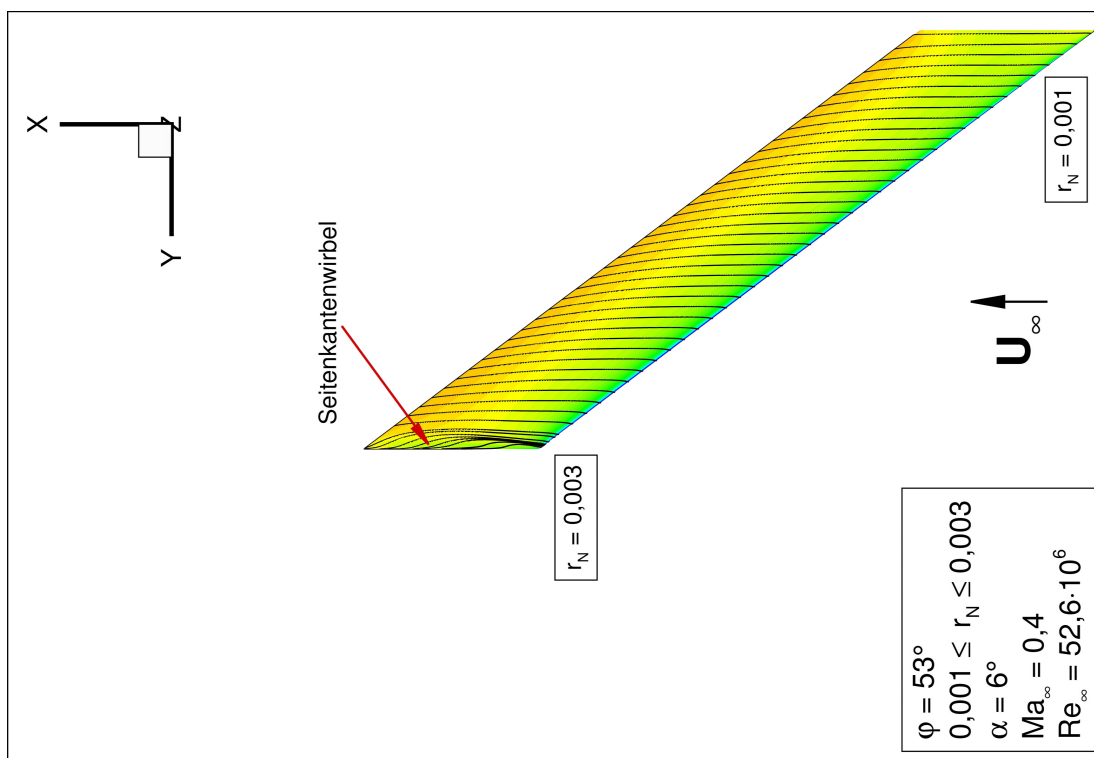


Bild 90: r_N steigend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 6^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

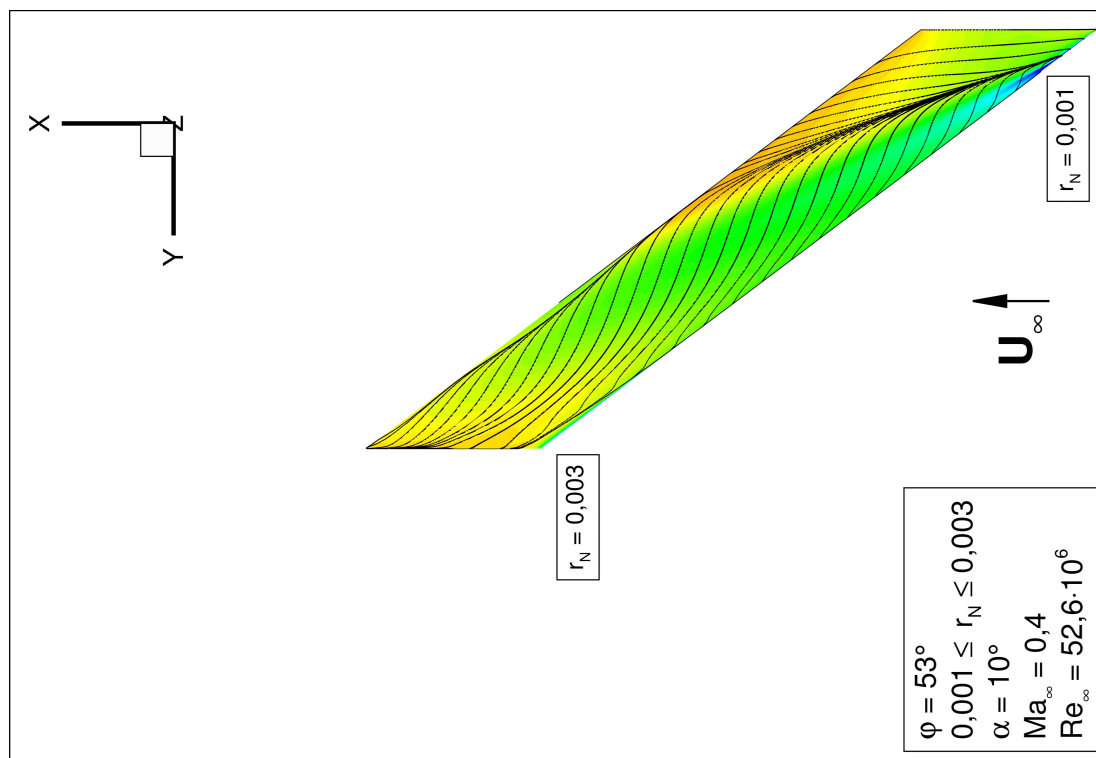


Bild 96: r_N steigend: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 9^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

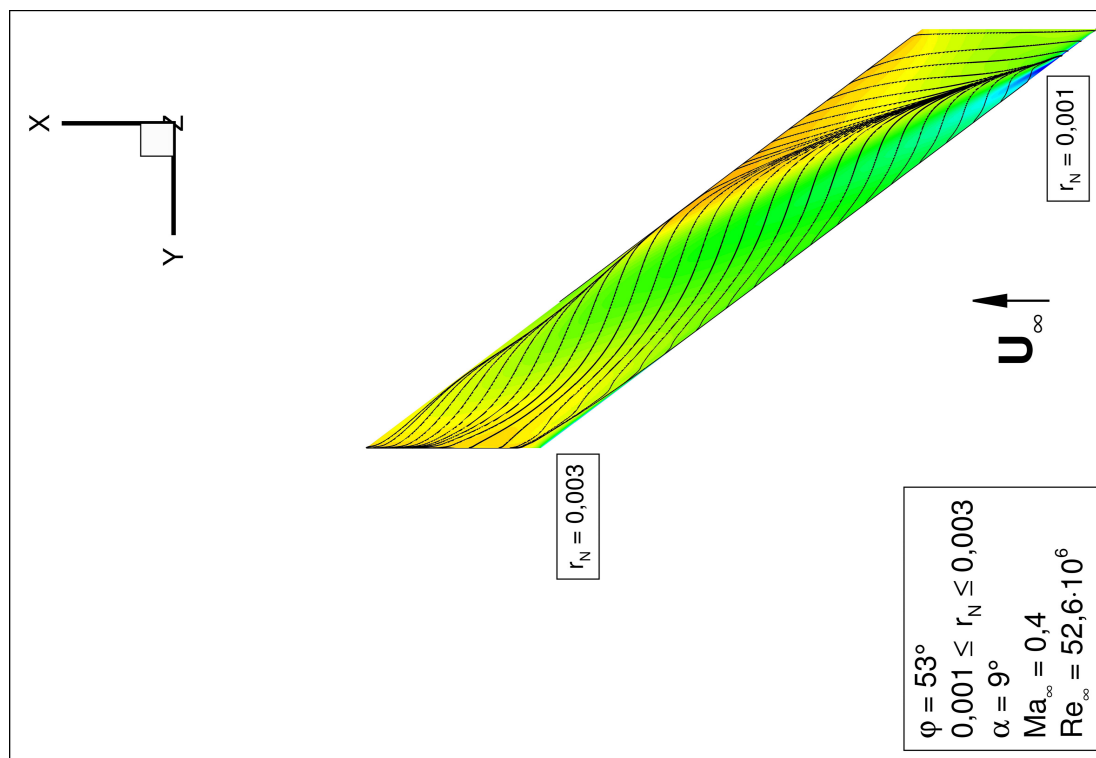


Bild 97: r_N steigend: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

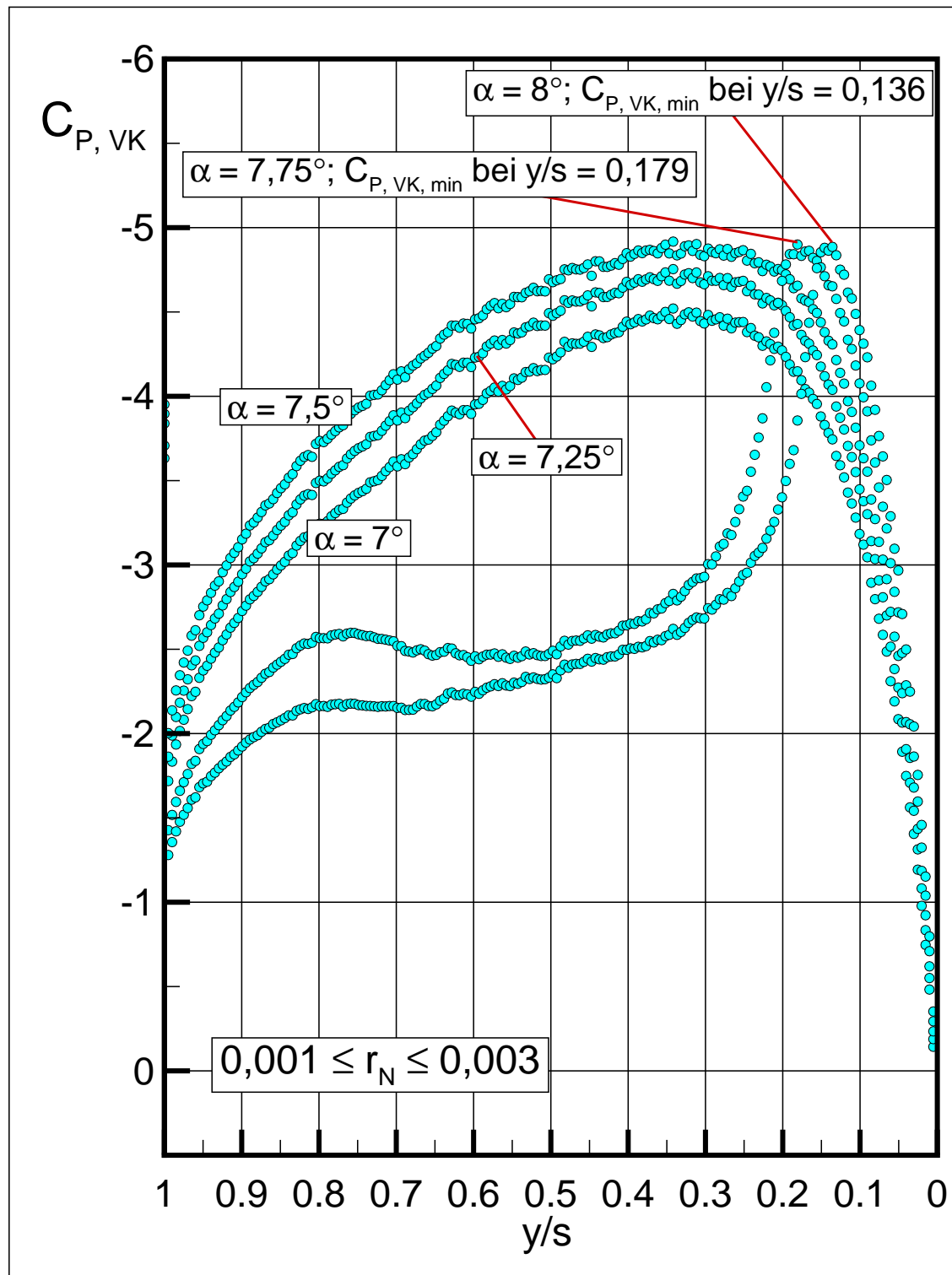


Bild 98: c_p -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

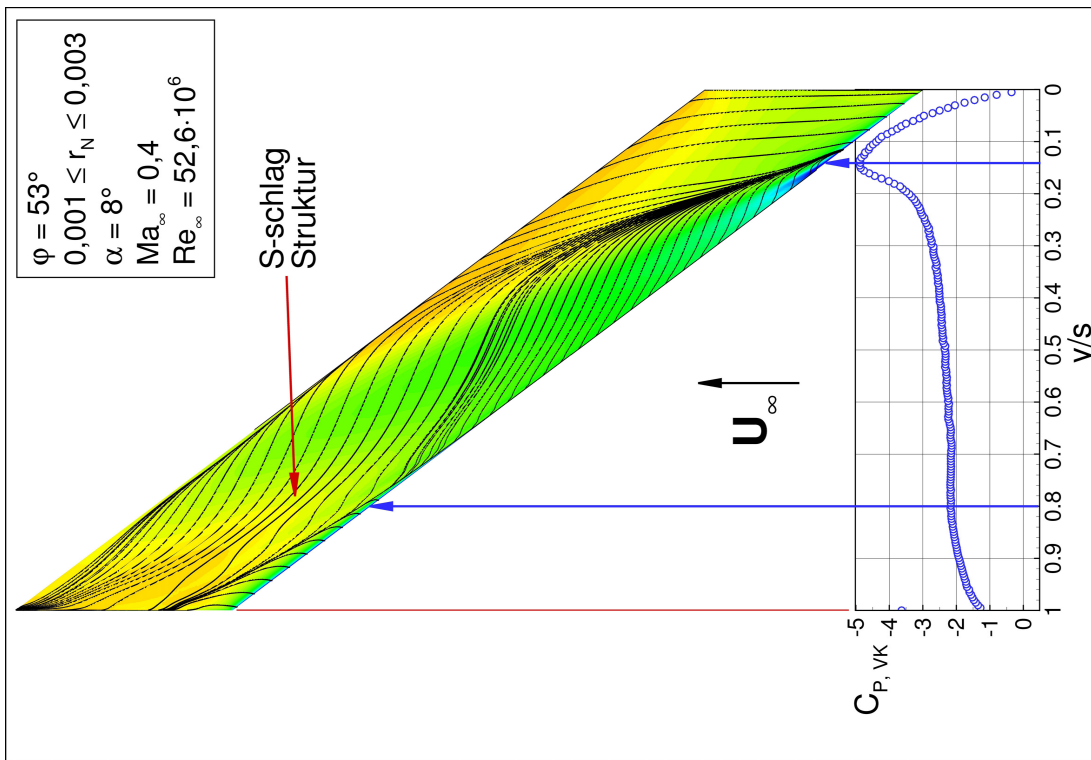


Bild 100: Schubspannungs- und c_p -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

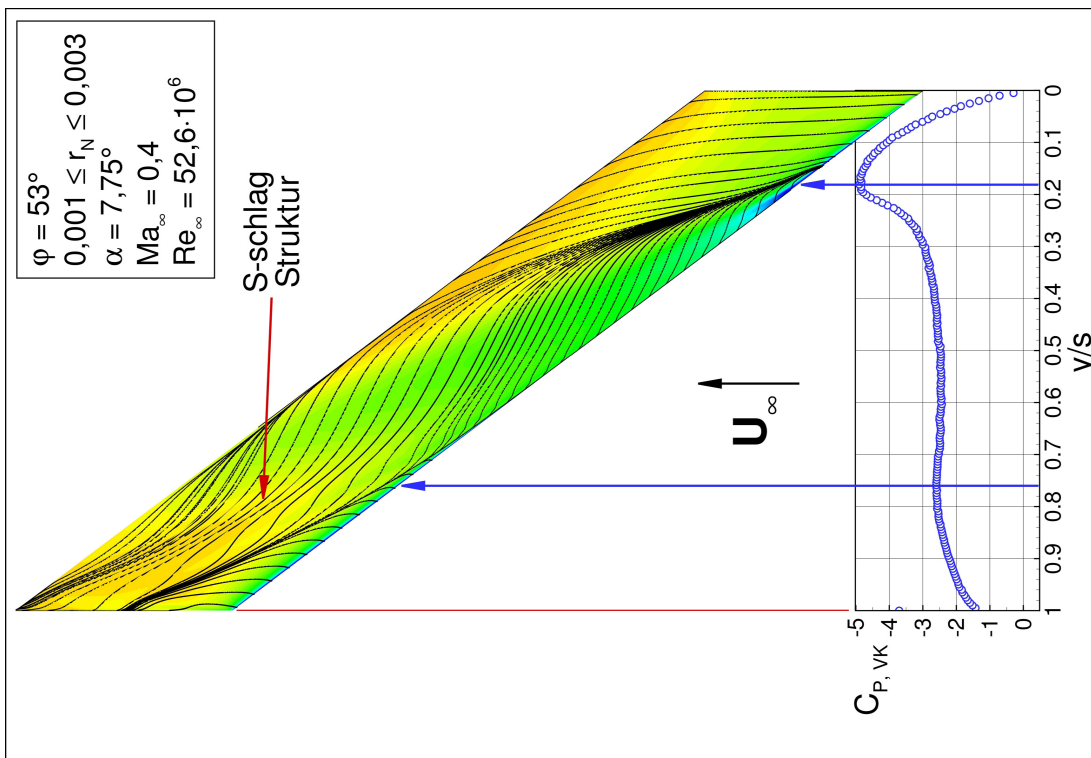


Bild 99: Schubspannungs- und c_p -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $0,001 \leq r_N \leq 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7,75^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

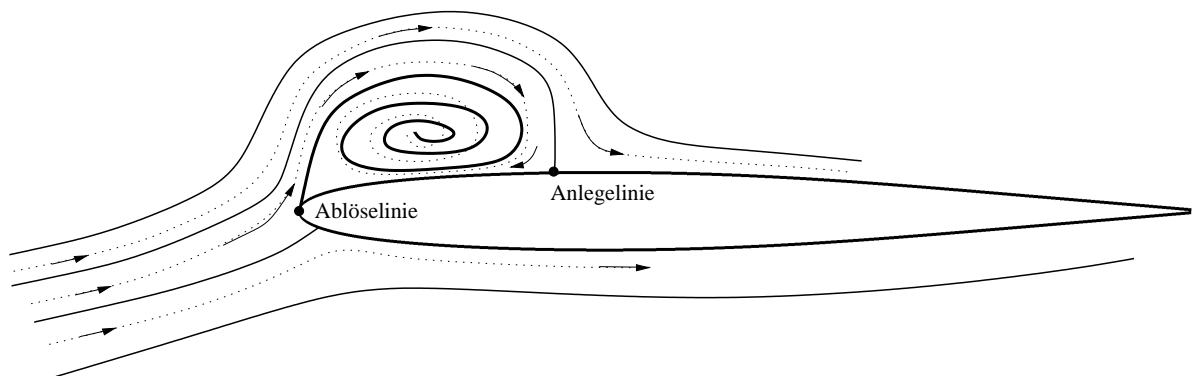


Bild 101: Wirbeltopologie des Wirbels an der runden Vorderkante. Position ① in Bild 94.

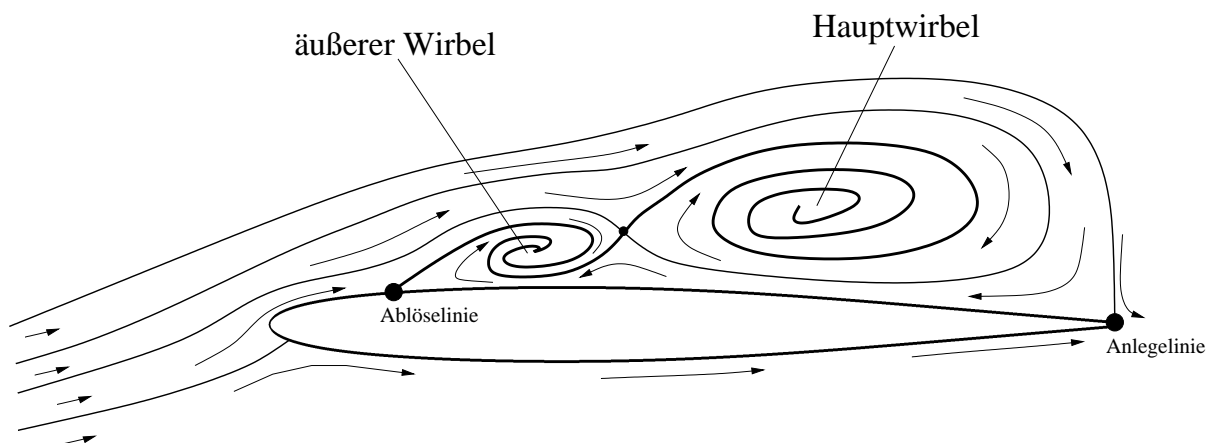


Bild 102: Wirbeltopologie des Wirbels an der runden Vorderkante. Position ② in Bild 94.

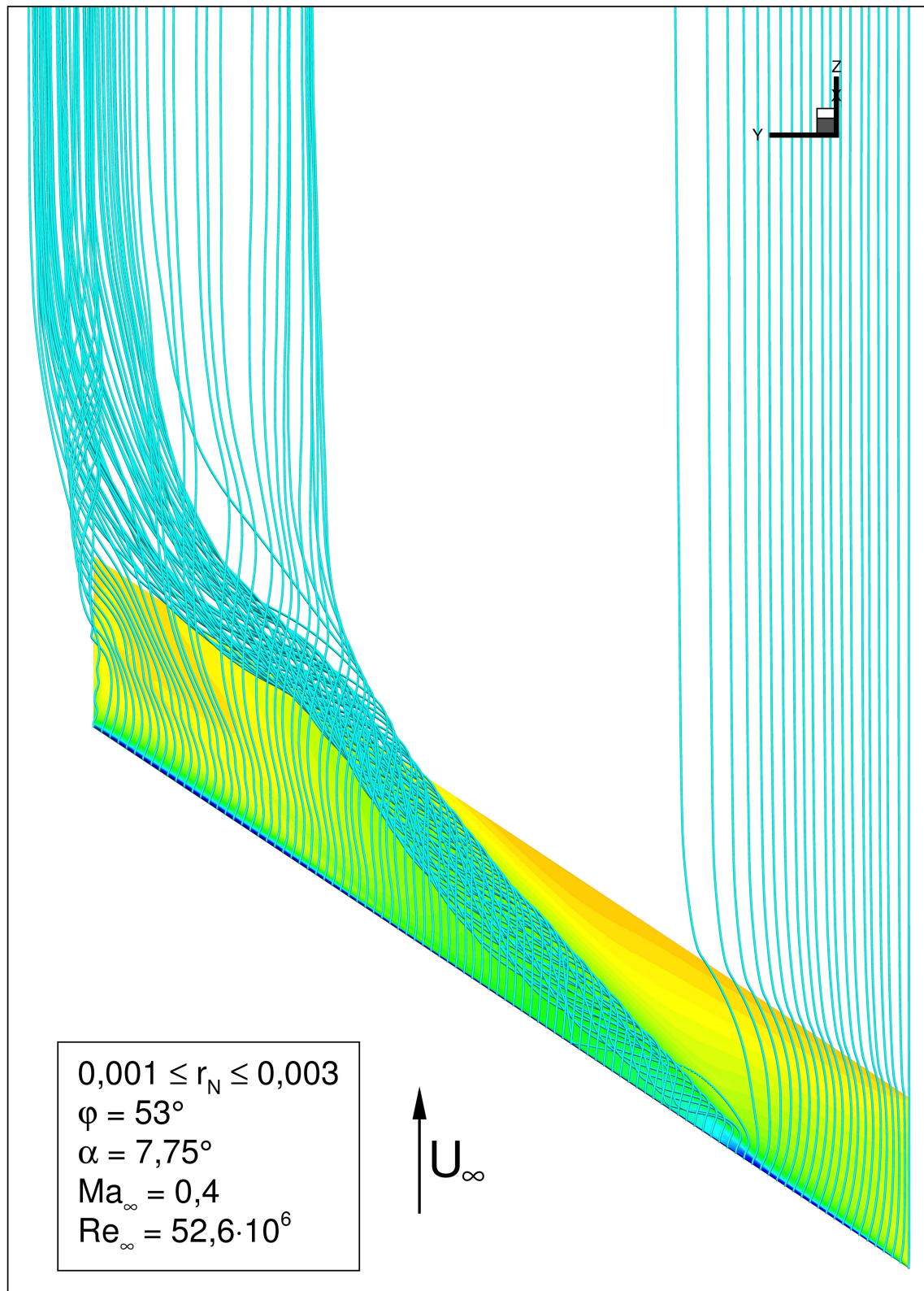


Bild 103: r_N steigend: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite:
 $0,001 \leq r_N \leq 0,003$, $\varphi = 53^\circ$, $\alpha = 7,75^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

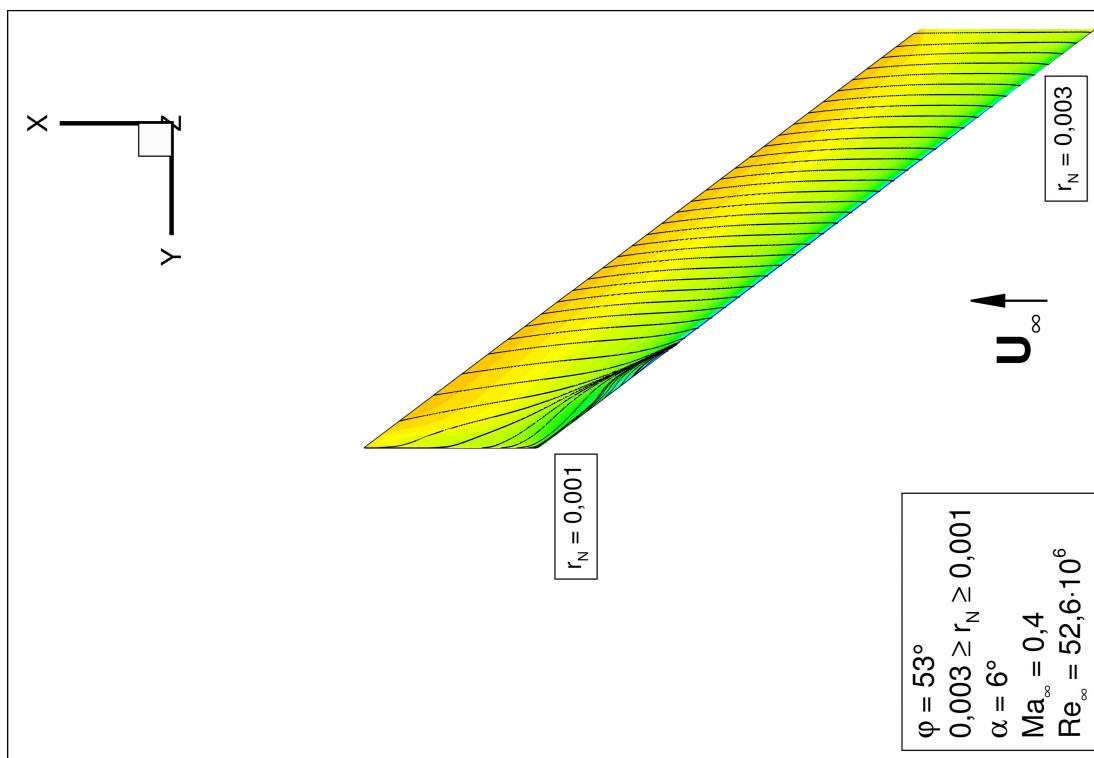


Bild 104: r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 6^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

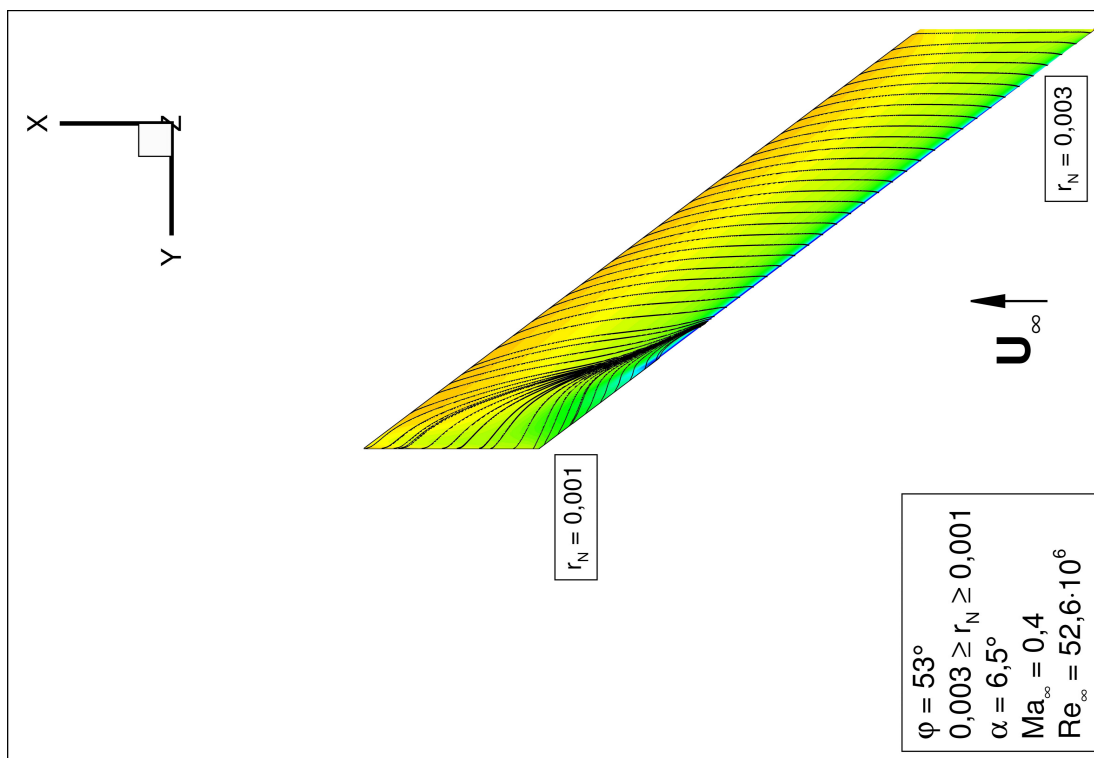


Bild 105: r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 6,5^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

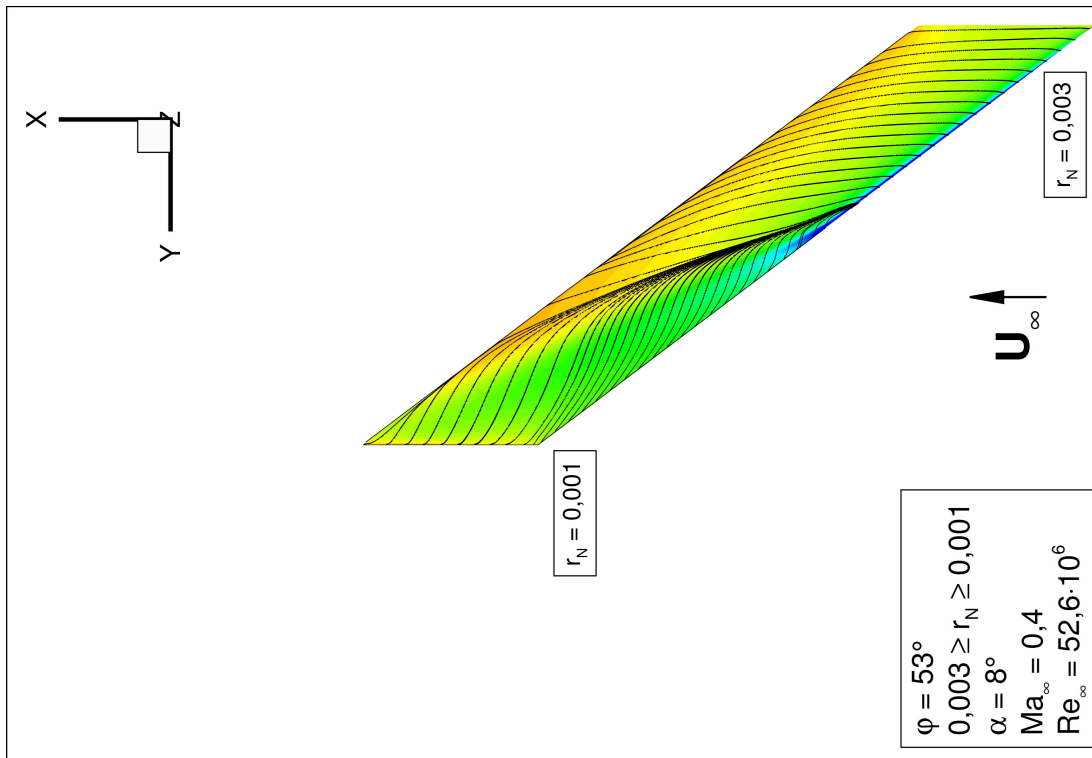


Bild 106: r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 7^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

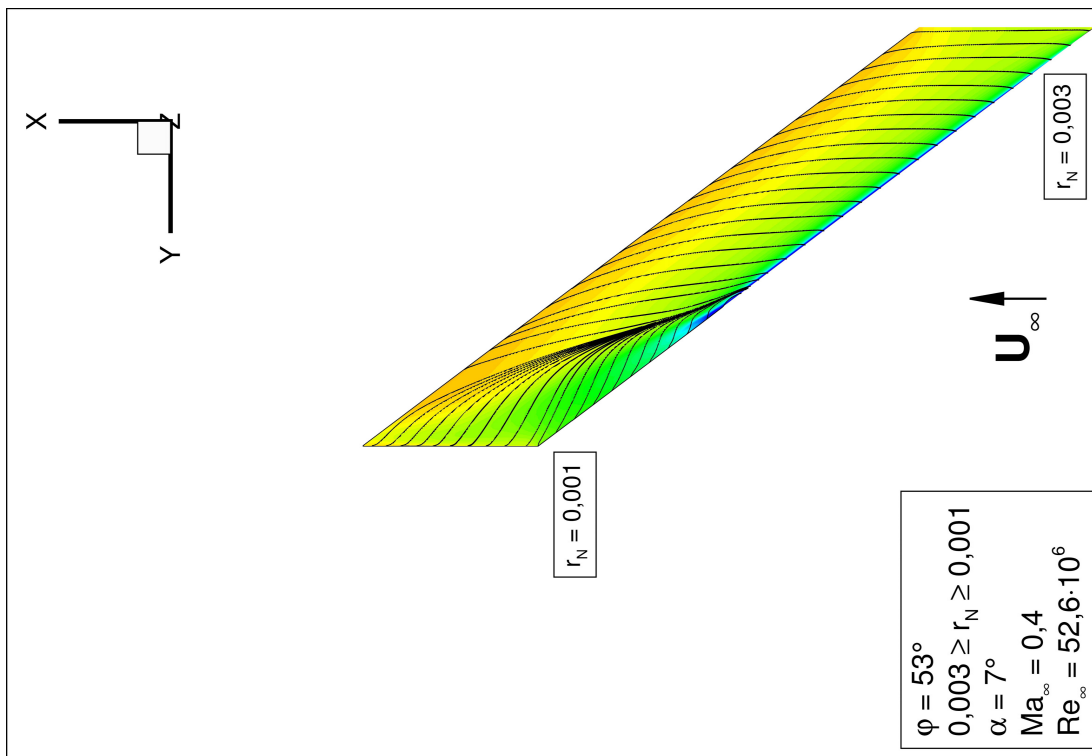


Bild 107: r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 8^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

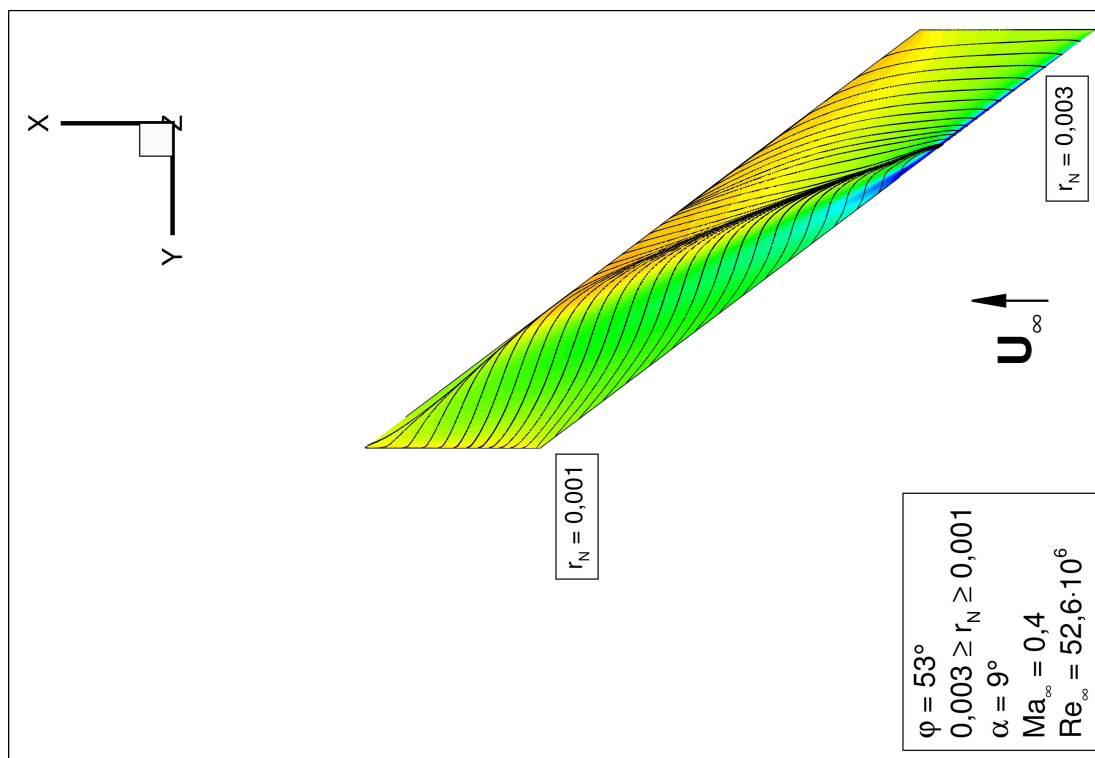


Bild 108: r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 9^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

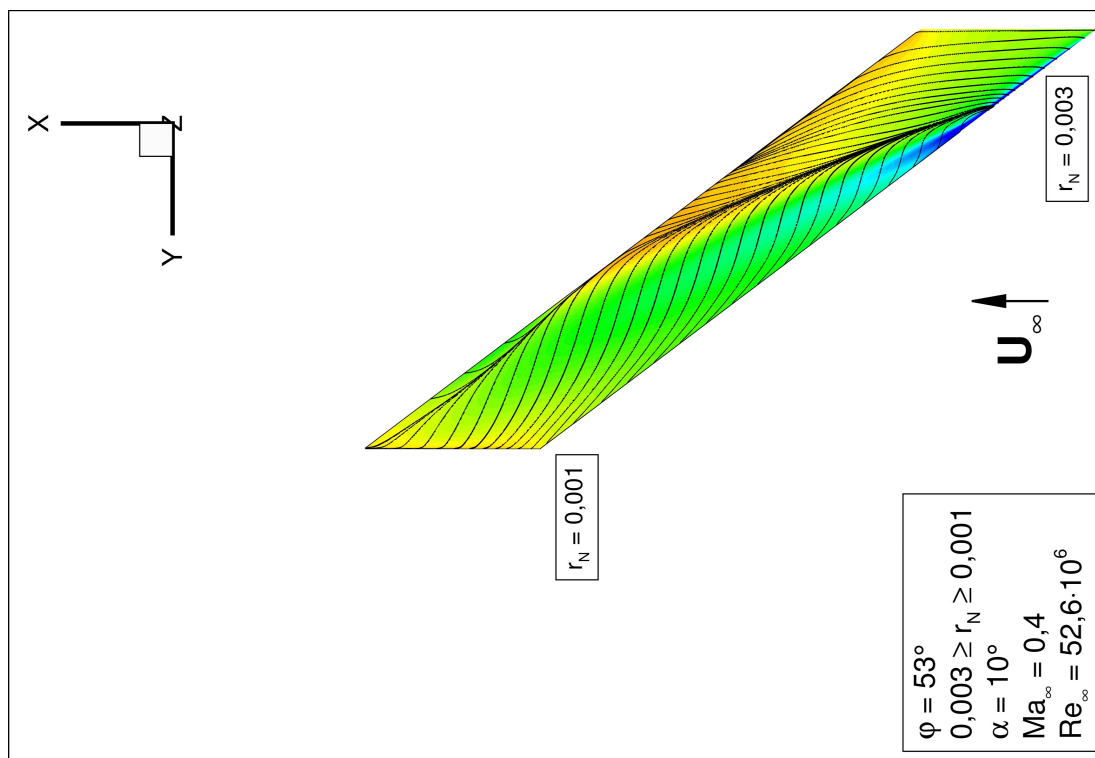


Bild 109: r_N abnehmend: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $0,003 \geq r_N \geq 0,001$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

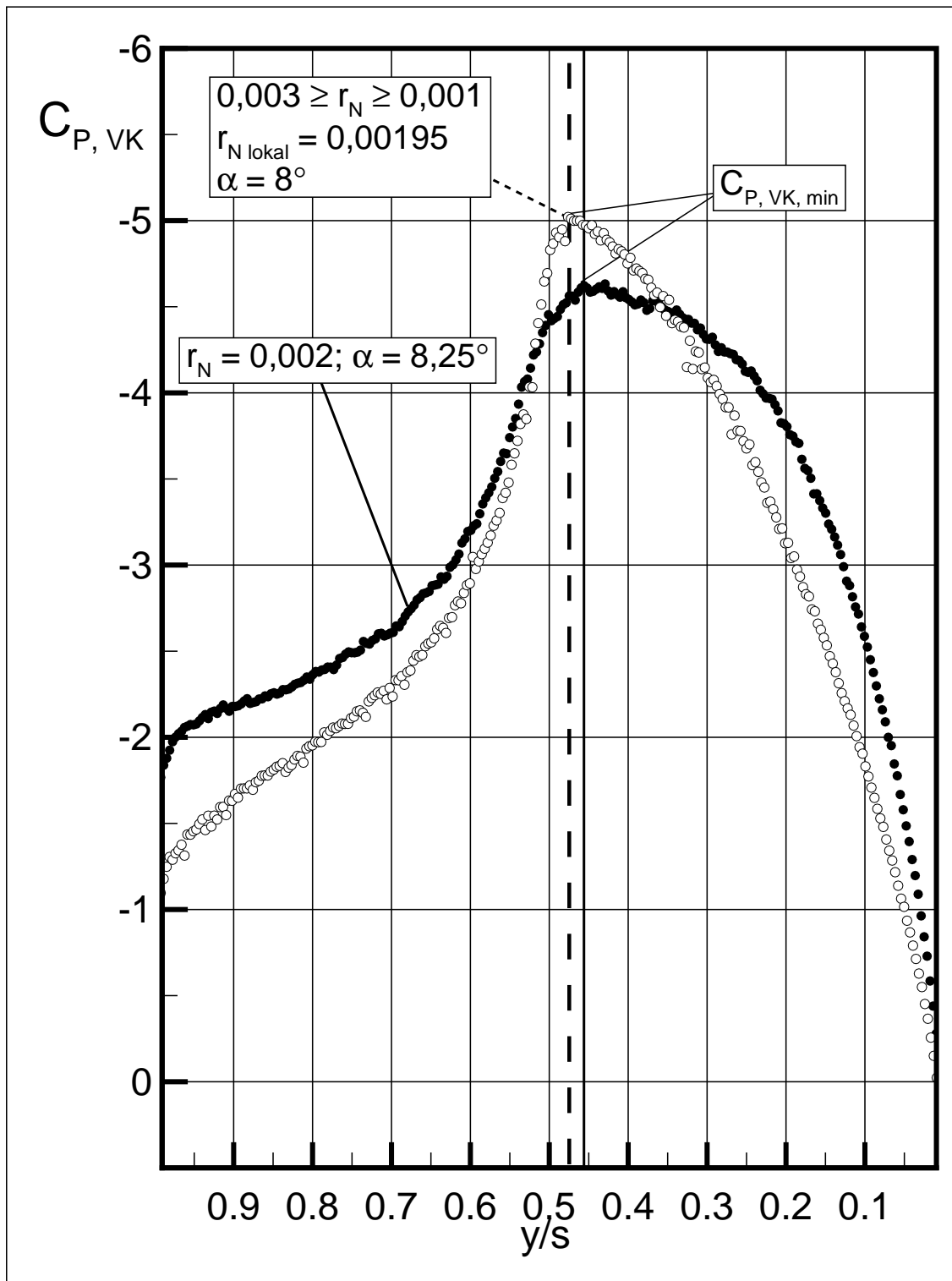


Bild 110: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich r_N abnehmend ($\alpha = 8^\circ$) und $r_N = 0,002$ ($\alpha = 8,25^\circ$); $\varphi = 53^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

Aerodynamisches Verhalten

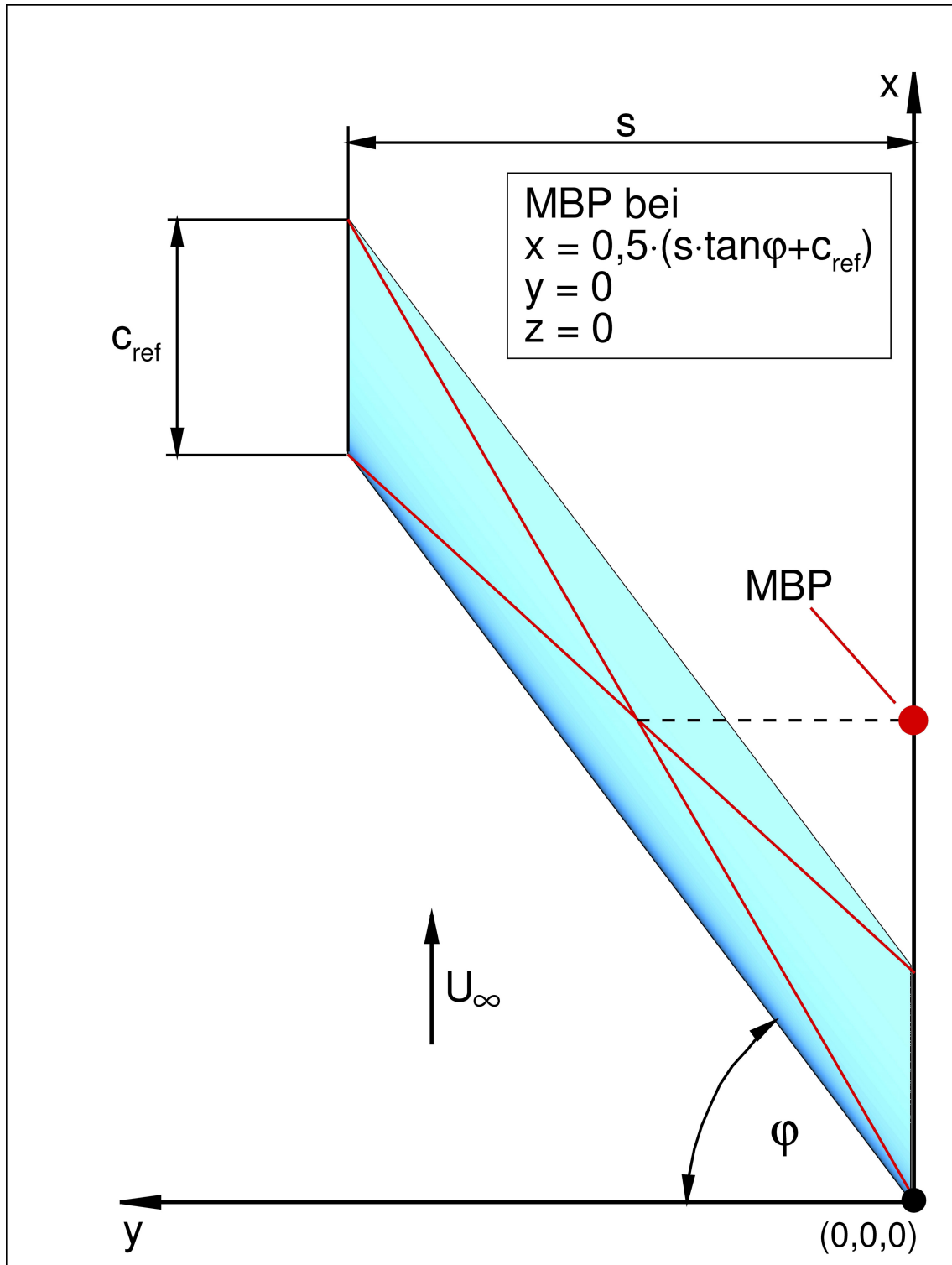


Bild 111: Lage und Bestimmung des Momentenbezugspunkts zur Berechnung des Nickmoments.

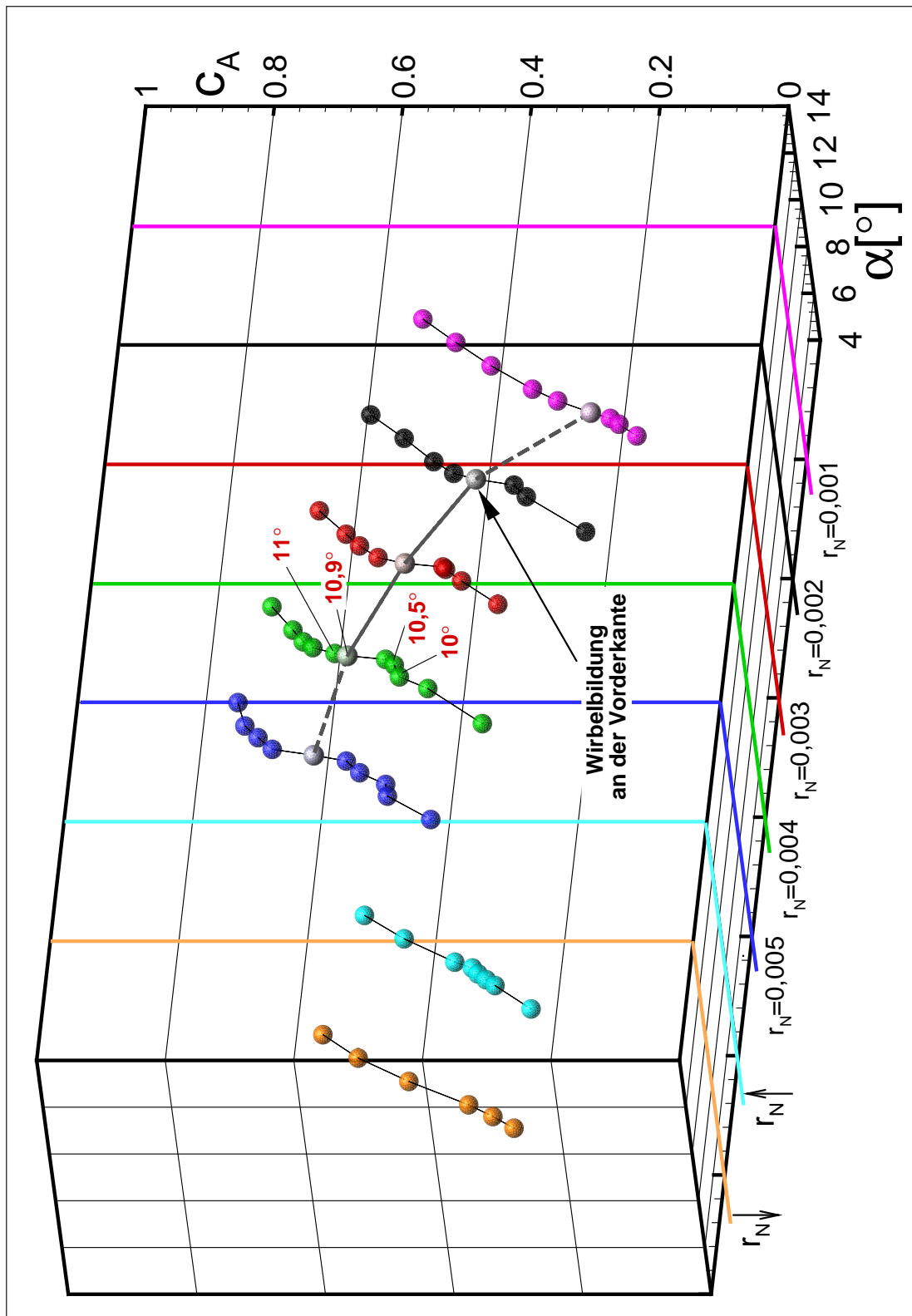


Bild 112: Auftriebsbeiwert c_A über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und variablem r_N .

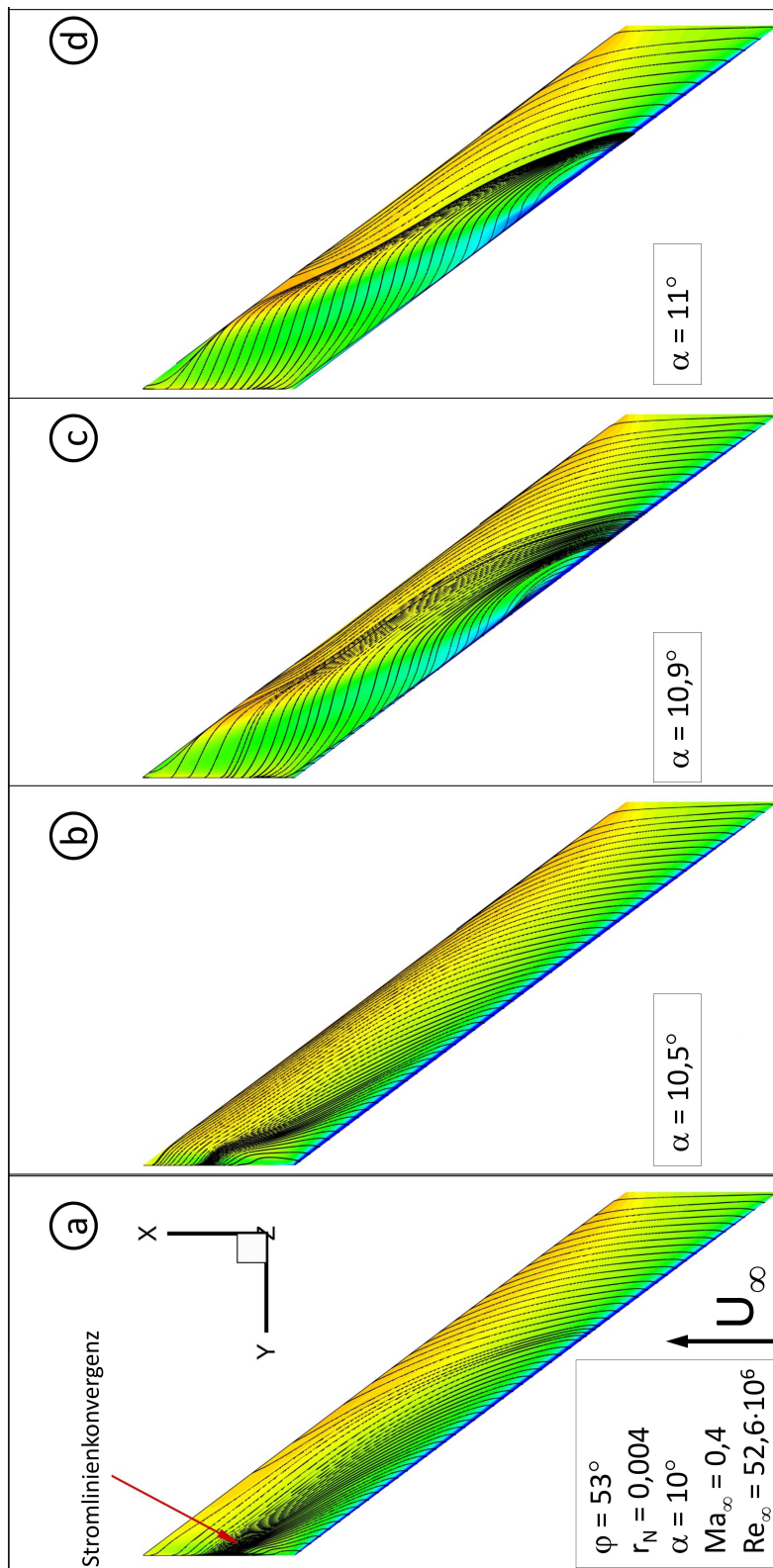


Bild 113: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 53^\circ$. $\alpha = 10,5^\circ, 10,9^\circ$ und 11° ; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

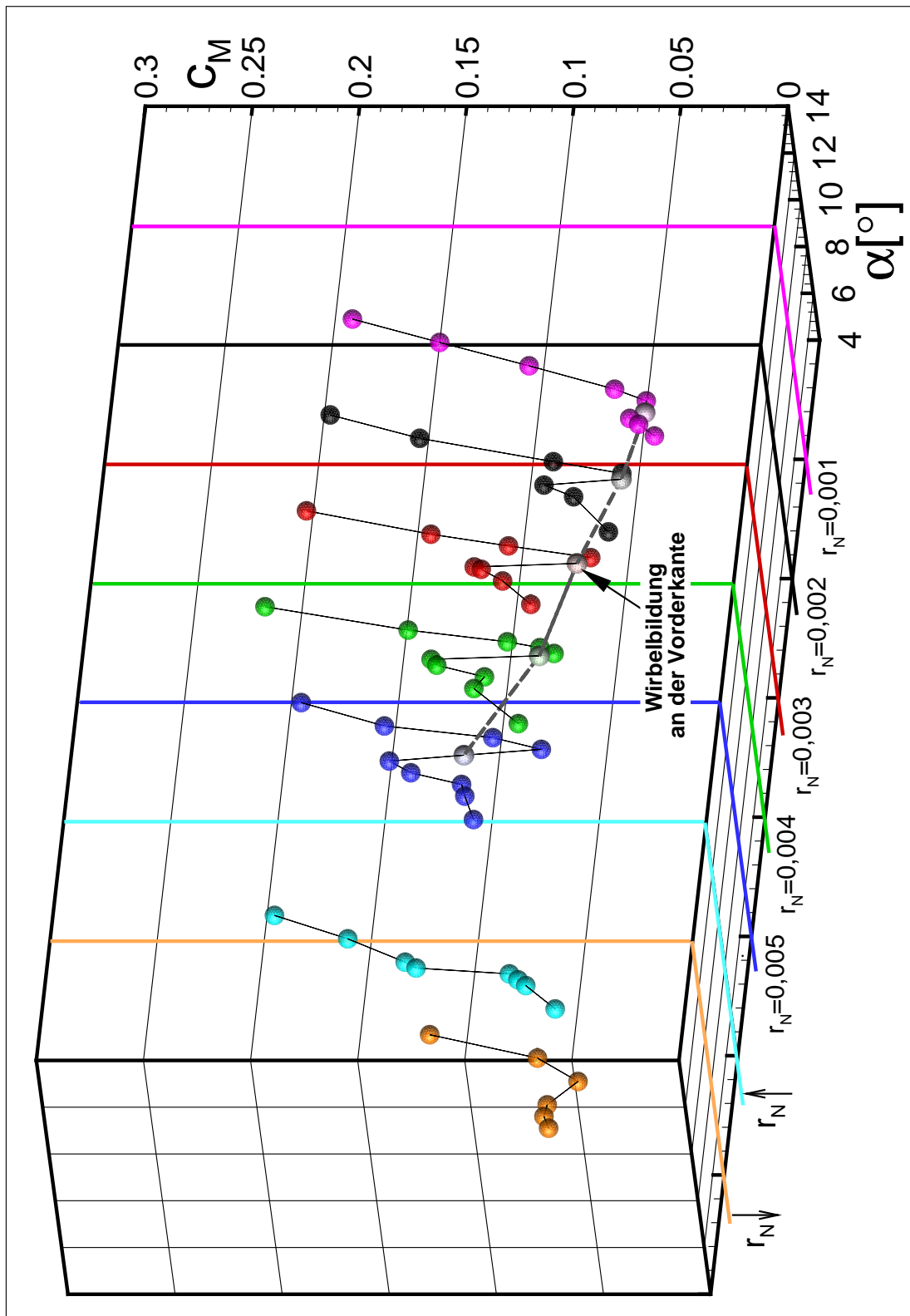


Bild 114: Nickmomentenbeiwert c_M über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und variablem r_N .

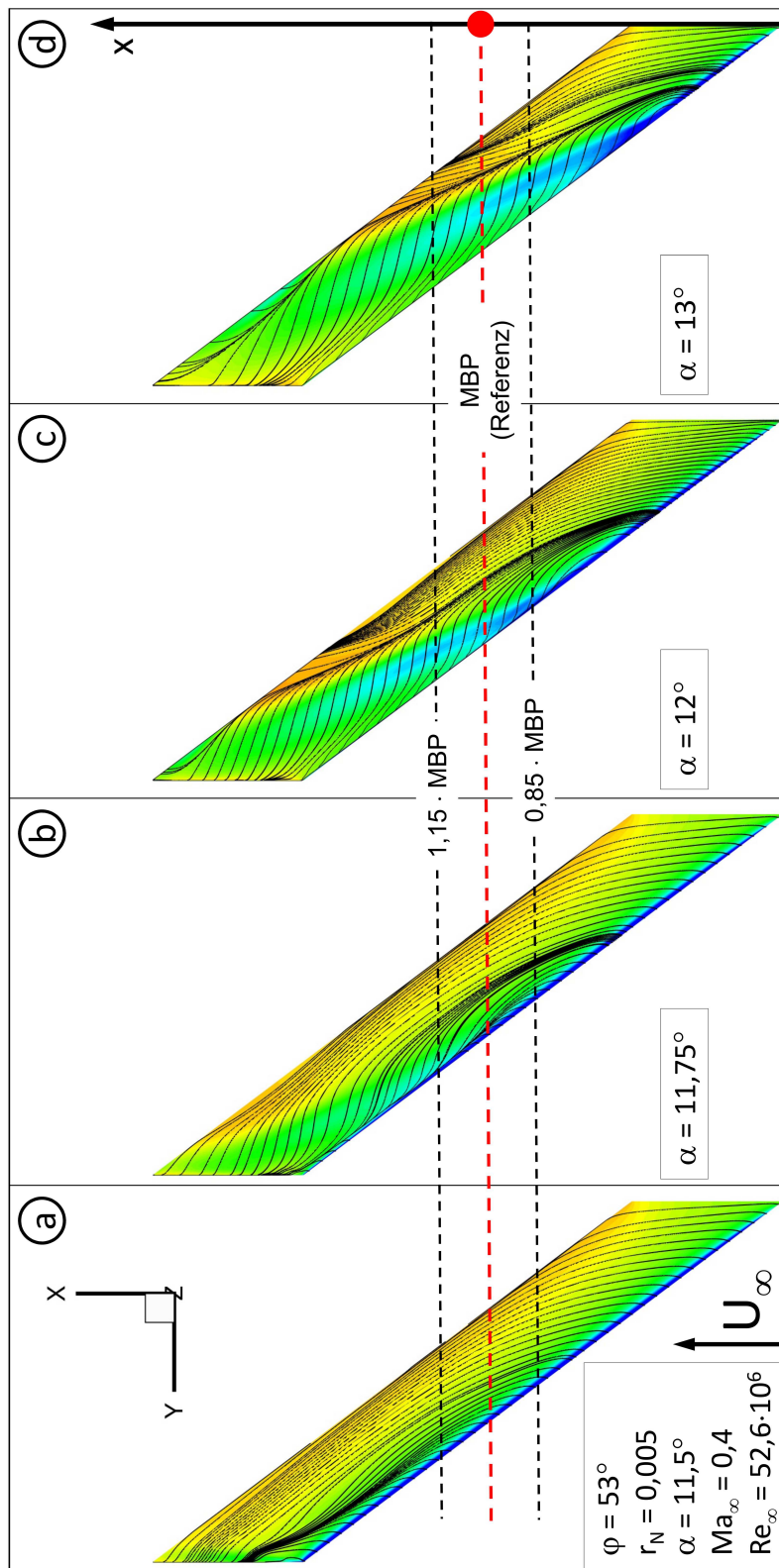


Bild 115: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,005$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11,5^\circ$, $11,75^\circ$; 12° und 13° ; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$. Druckverteilung und Wirbellage in Verhältnis zum MBP.

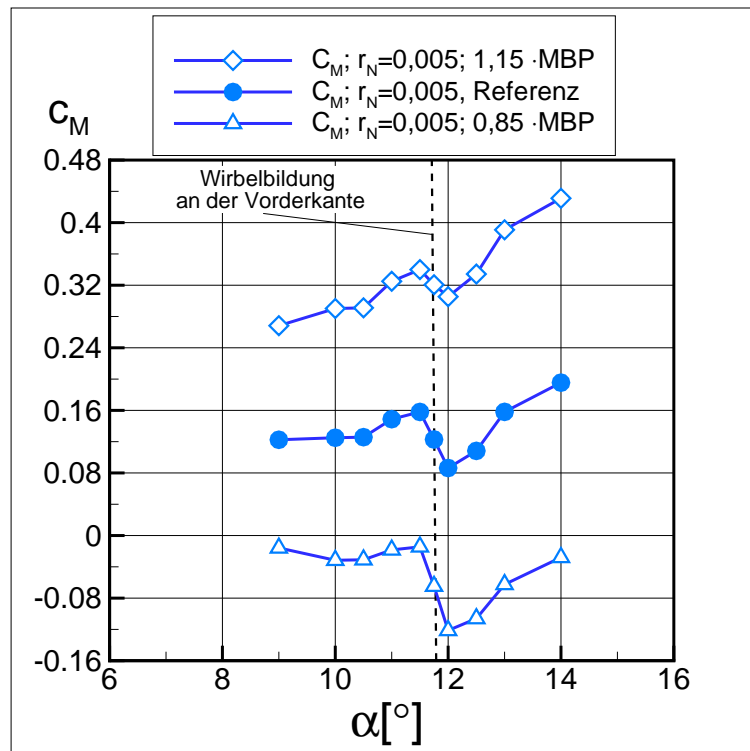


Bild 116: Nickmomentenbeiwert c_M über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und $r_N = 0,005$. Einfluss der Lage des Momentenbezugs punkts.

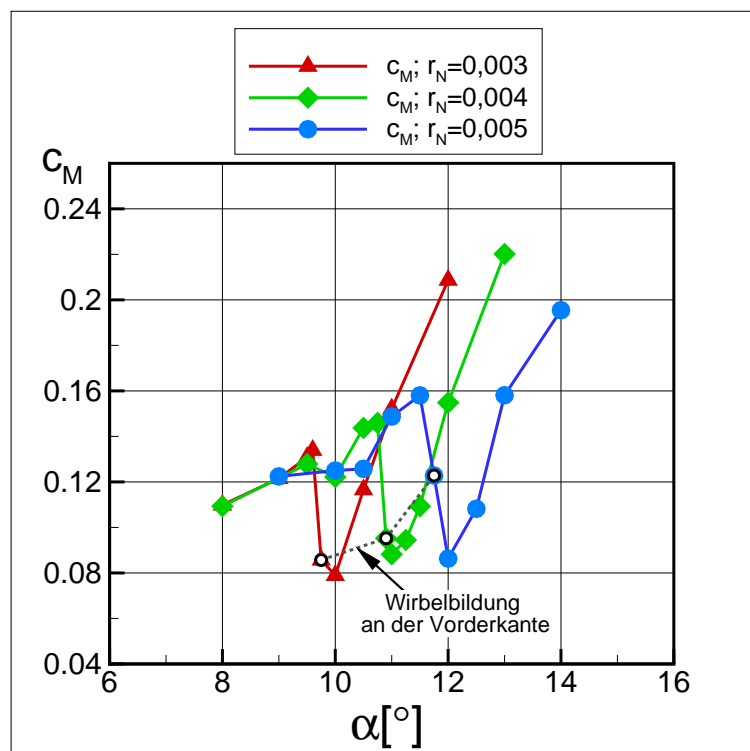


Bild 117: Nickmomentenbeiwert c_M über dem Anstellwinkel α für die Konfigurationen mit einem Vorderkantenpfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$ und $r_N = 0,003; 0,004; 0,005$.

Einfluss des Pfeilwinkels

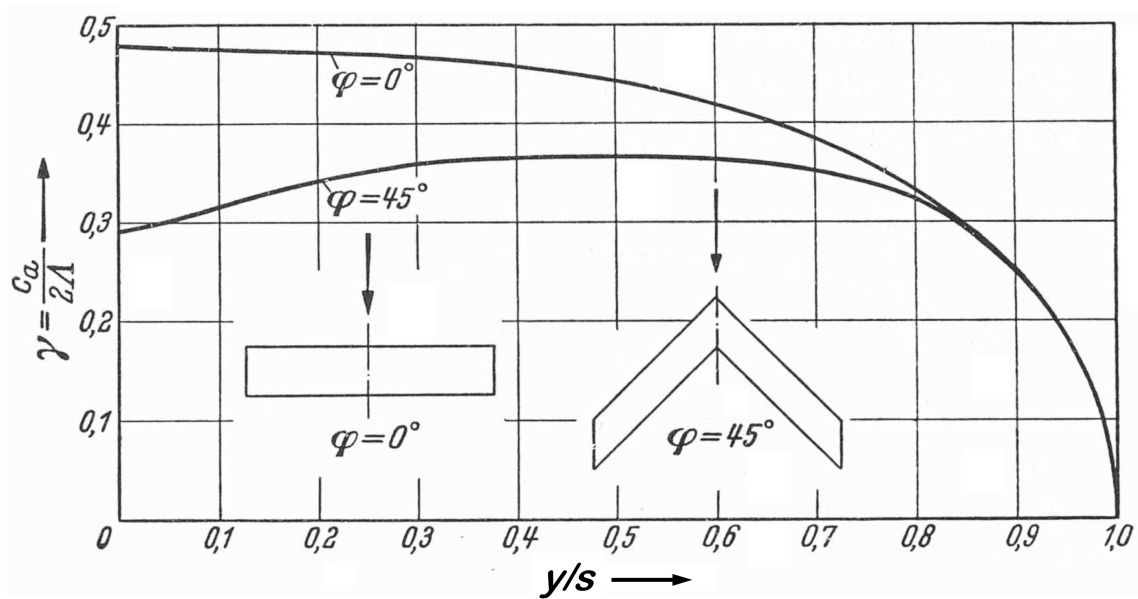


Bild 118: Zirkulationsverteilung entlang der Halbspannweite für zwei Flügel konstanter Tiefe vom Seitenverhältnis $\Lambda=5$ und der Pfeilung $\varphi=0^\circ$ und 45° , $\alpha = \text{konst.}$ Tragflächentheorie nach Truckenbrodt [72]

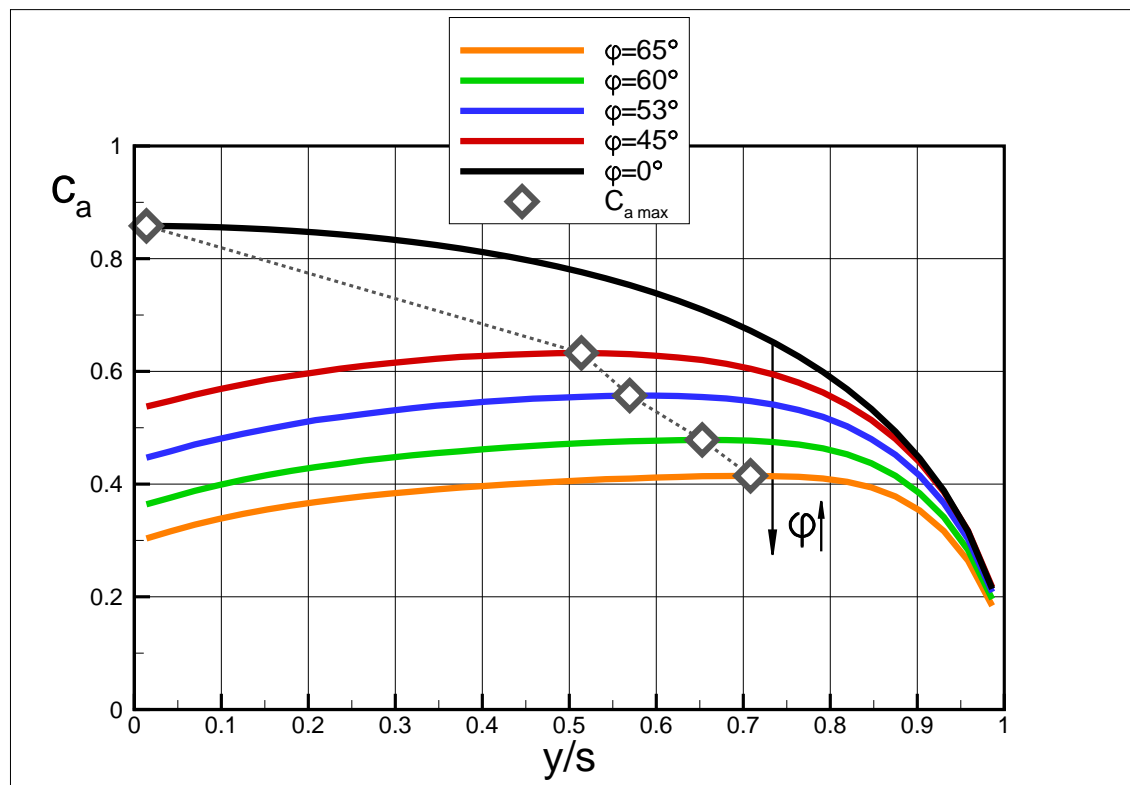


Bild 119: Verteilung des örtlichen Auftriebsbeitwertes entlang der Halbspannweite an Profilschnitten normal zur Vorderkante für zwei Flügel konstanter Tiefe vom Seitenverhältnis $\Lambda=4,8$ und der Pfeilung $\varphi=0^\circ$, 45° , 53° , 60° , 65° , $\alpha = 10^\circ$. Tragflächentheorie nach Truckenbrodt [72].

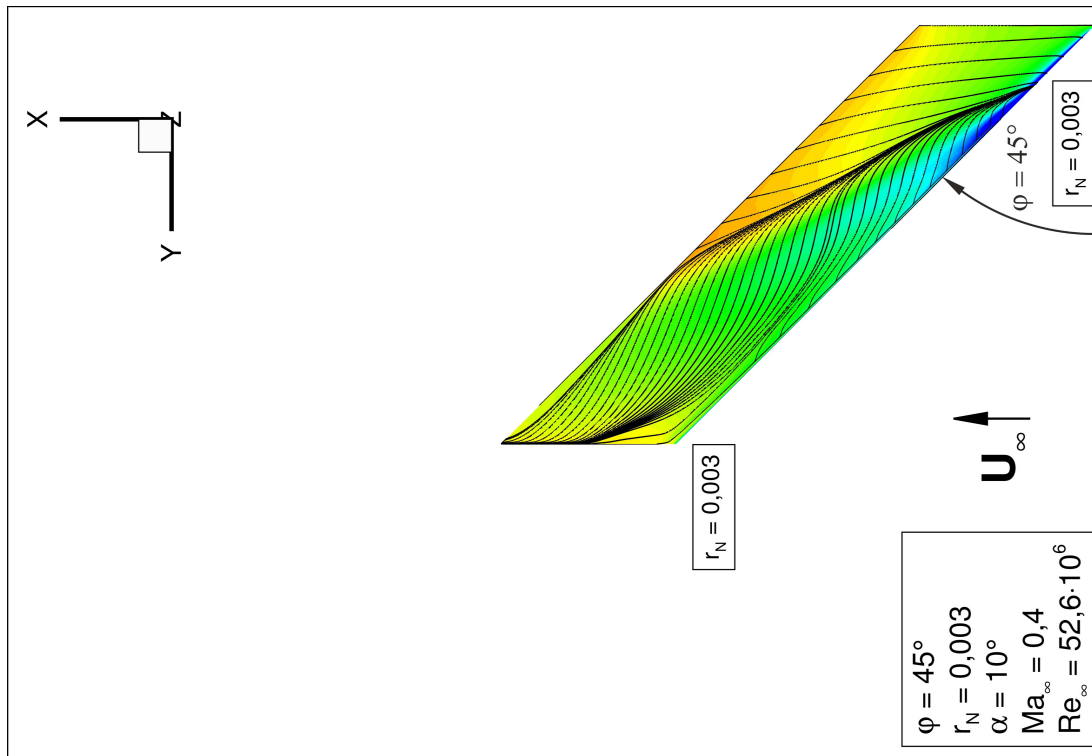


Bild 120: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

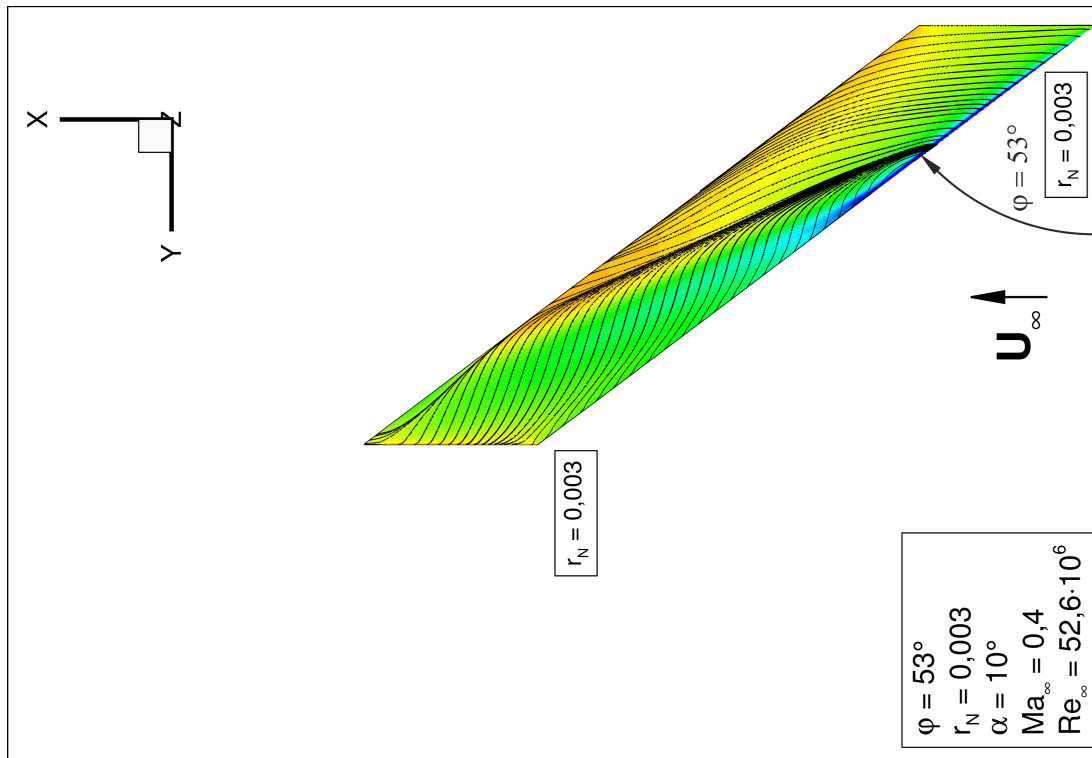


Bild 121: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

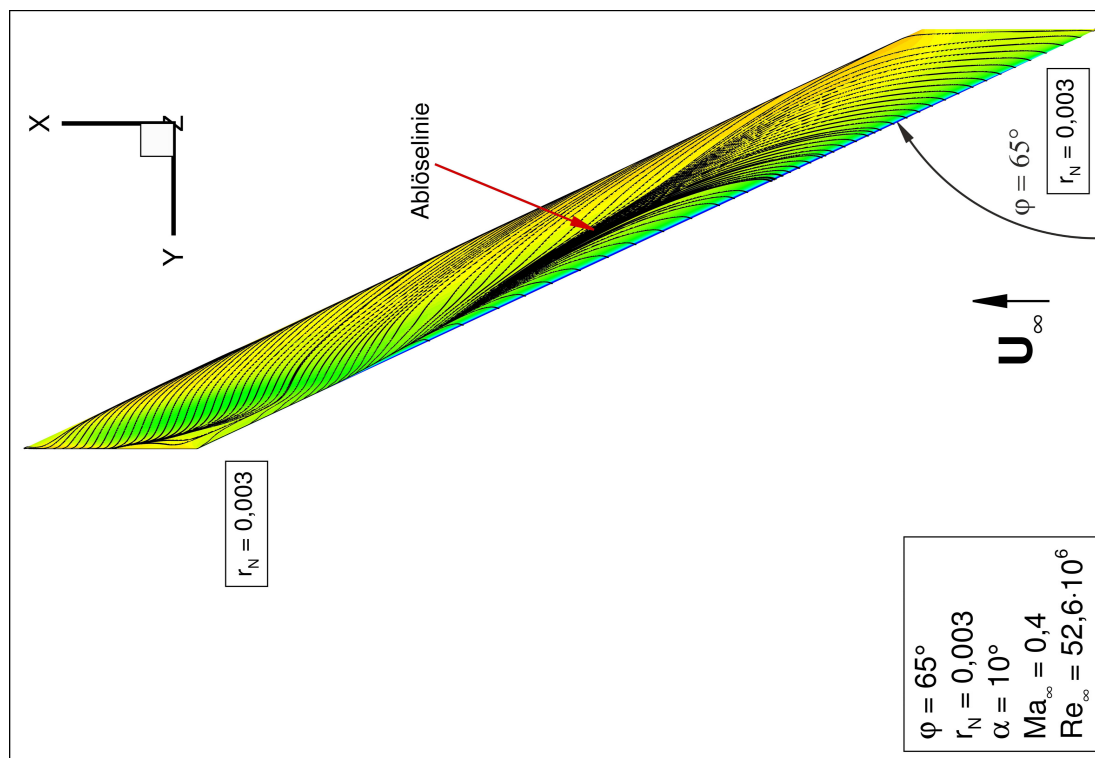


Bild 122: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

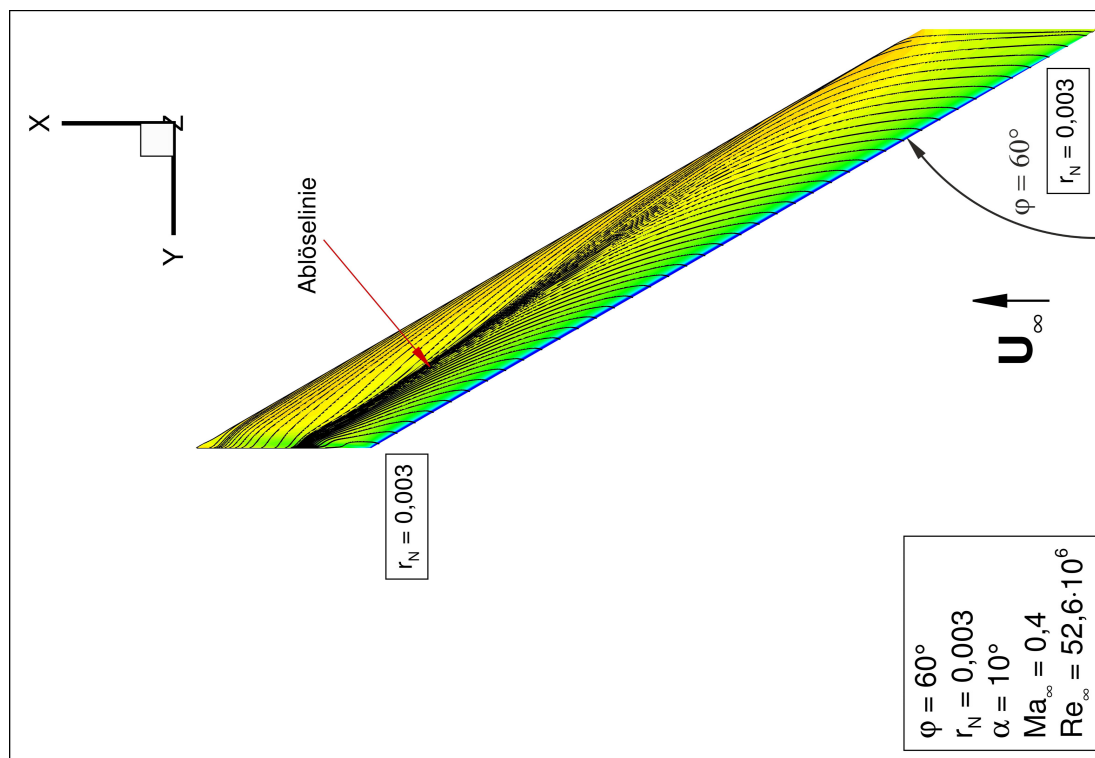


Bild 123: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 10^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

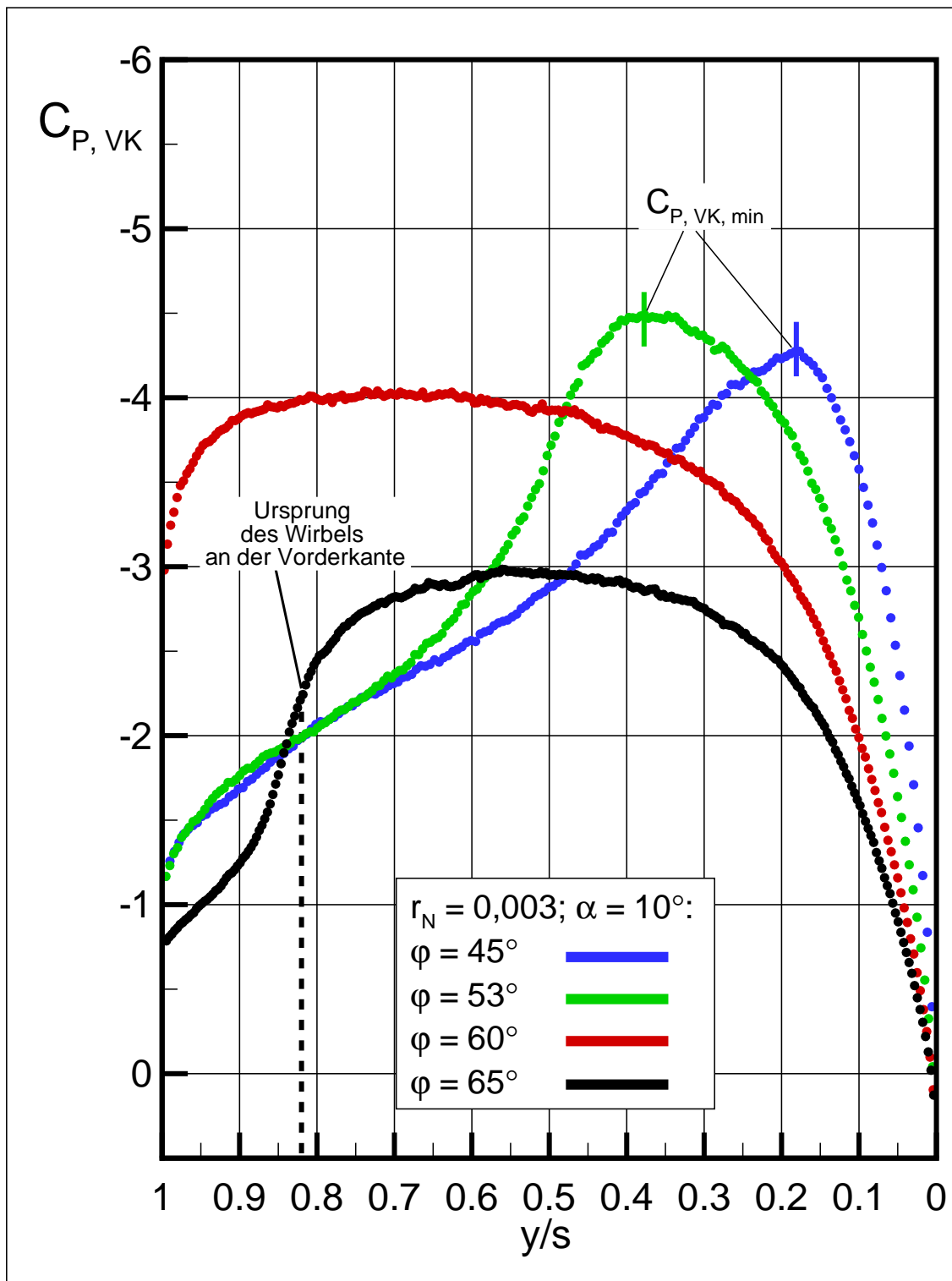


Bild 124: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$; 53° , 60° und 65° mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

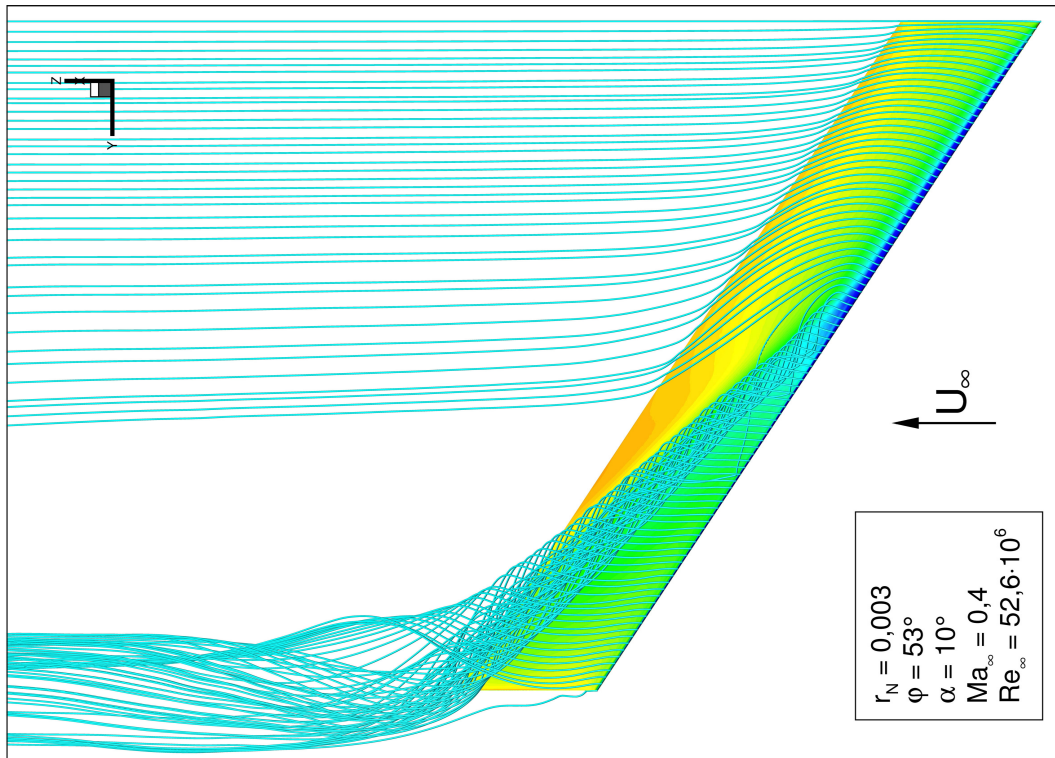


Bild 126: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

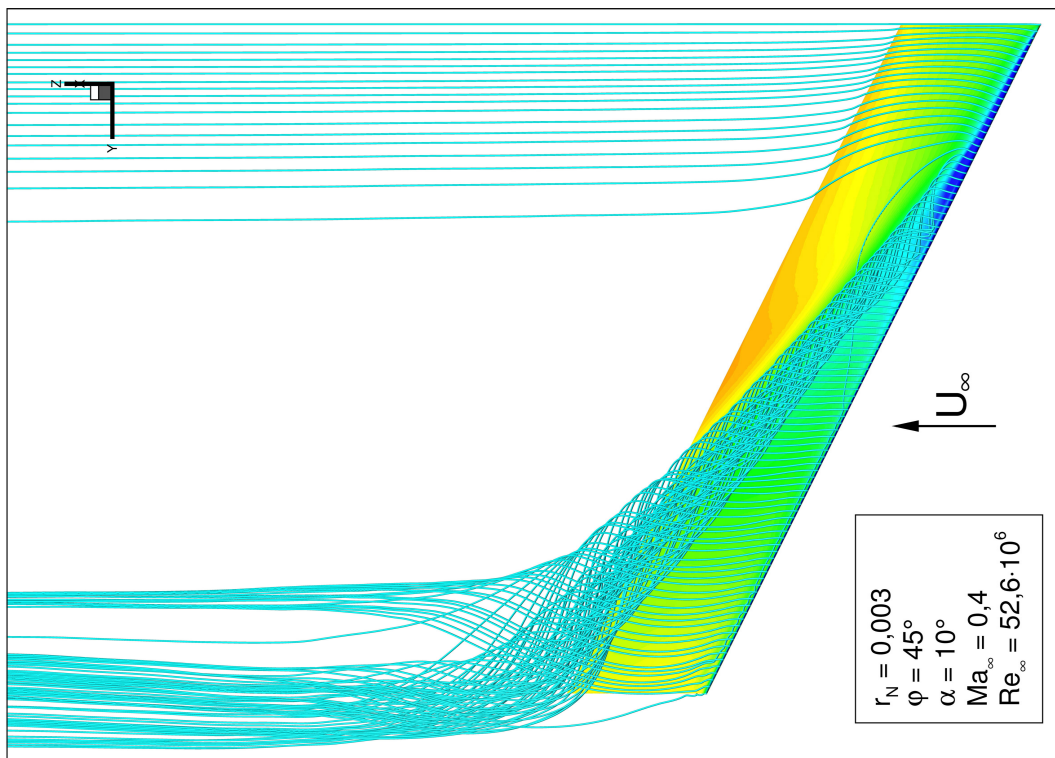


Bild 125: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

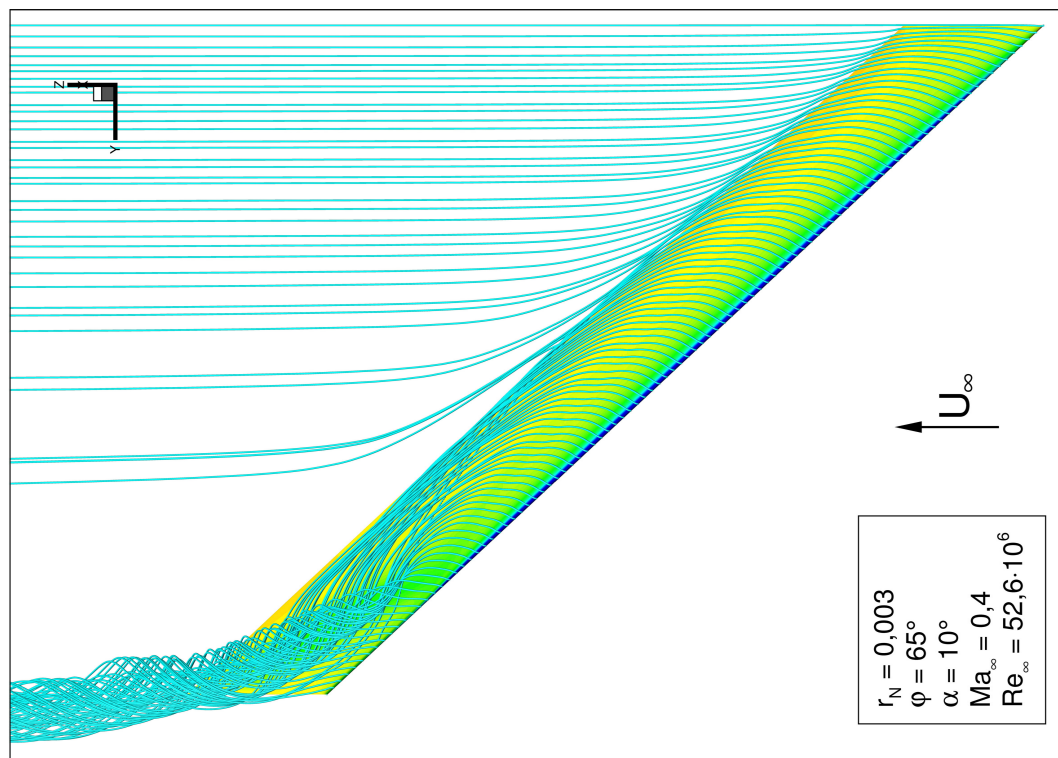


Bild 128: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

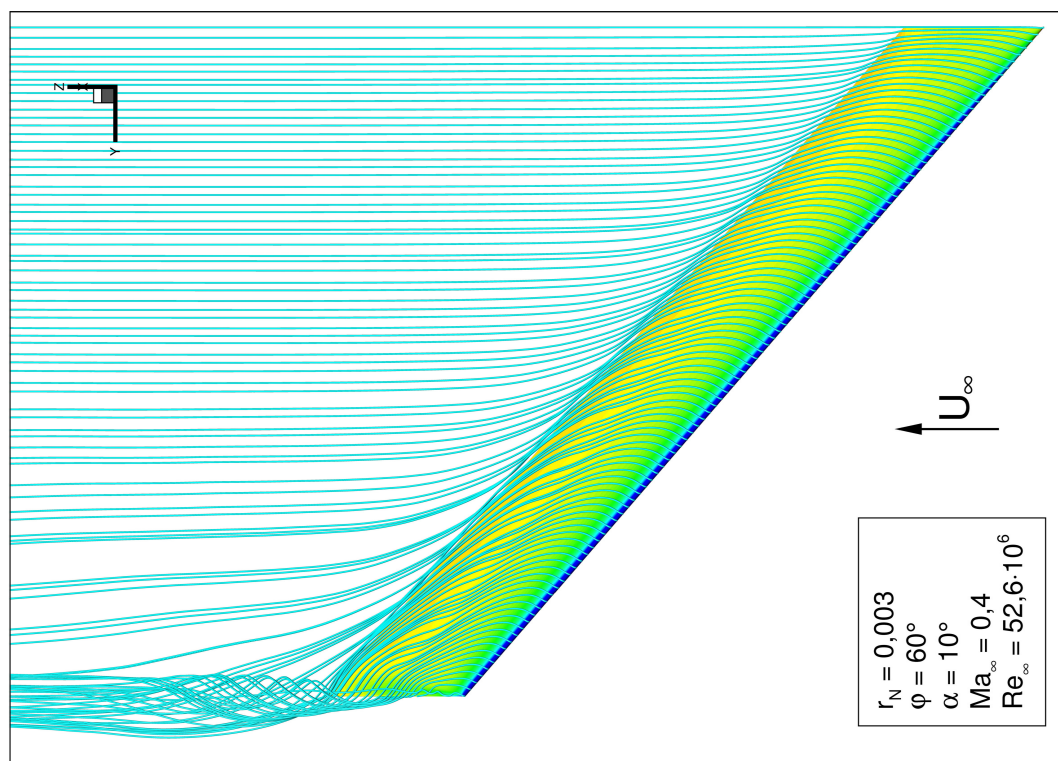


Bild 127: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

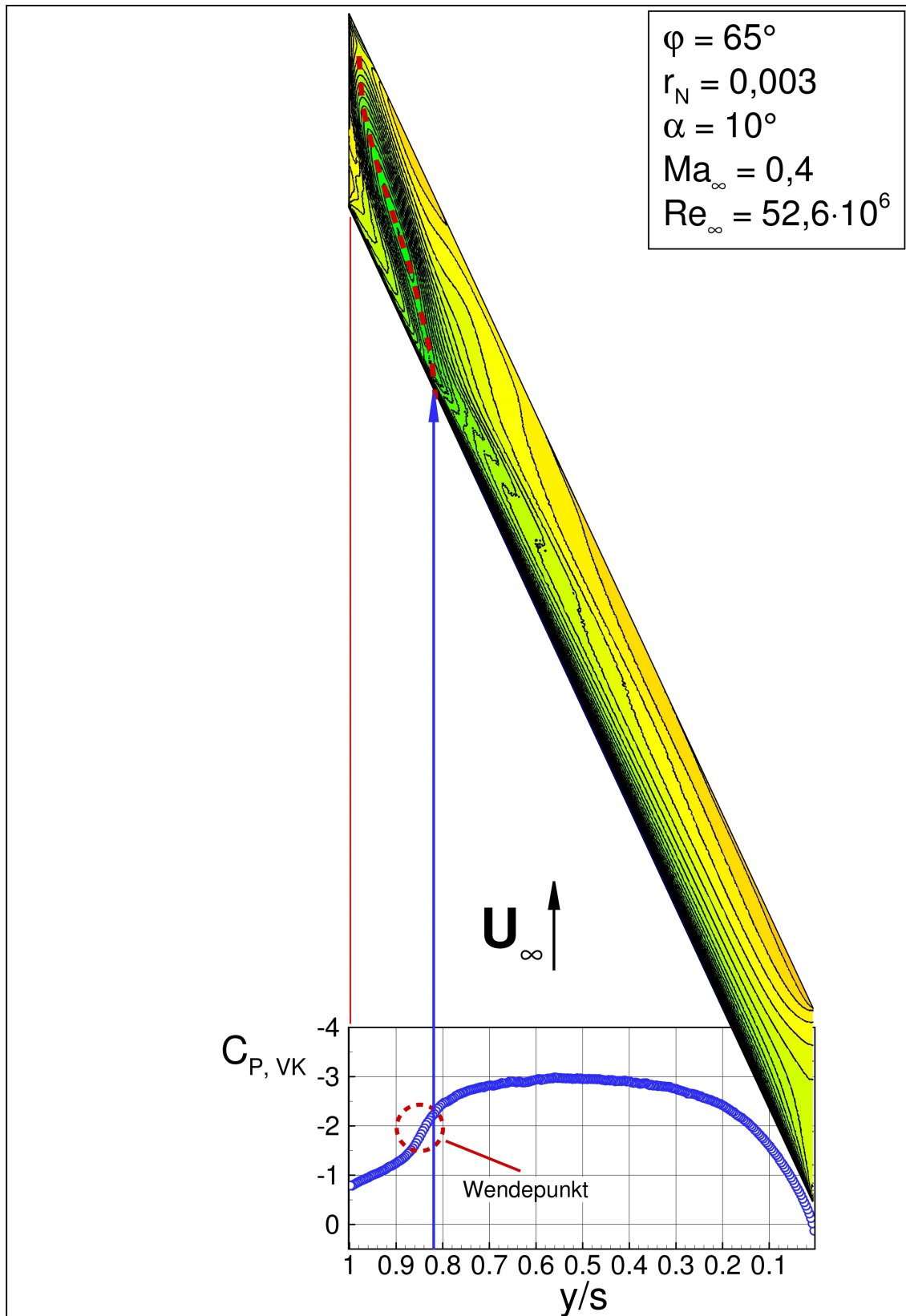


Bild 129: c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante zur Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 10^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

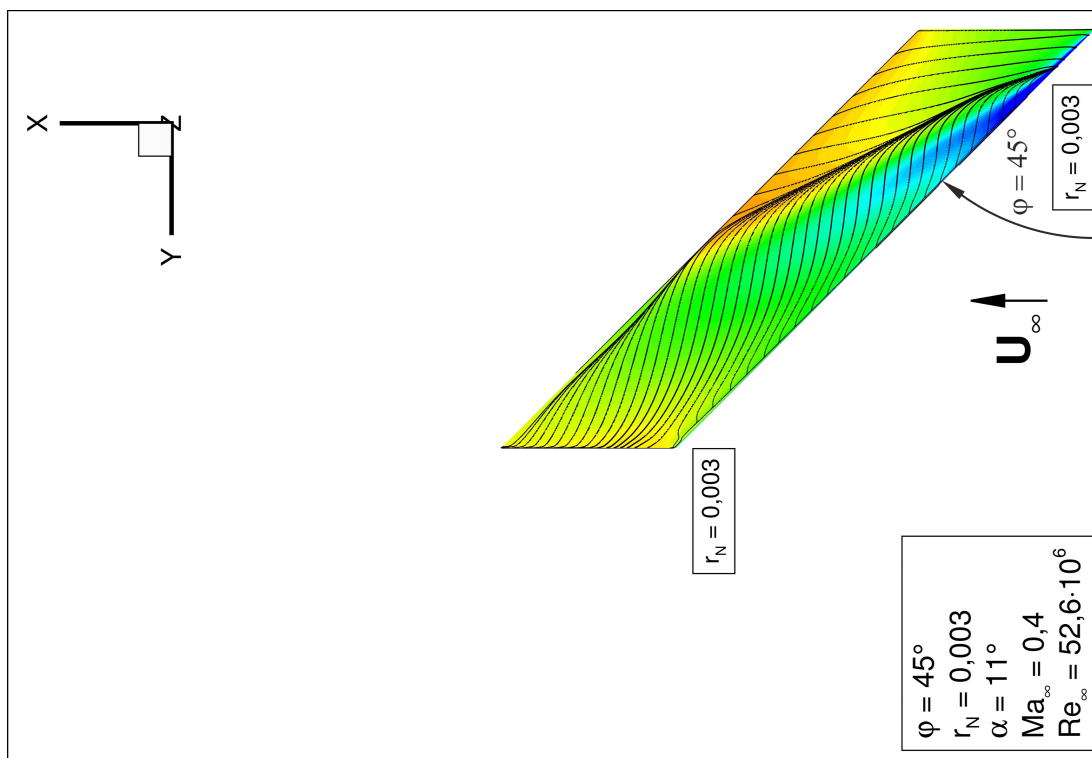


Bild 130: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

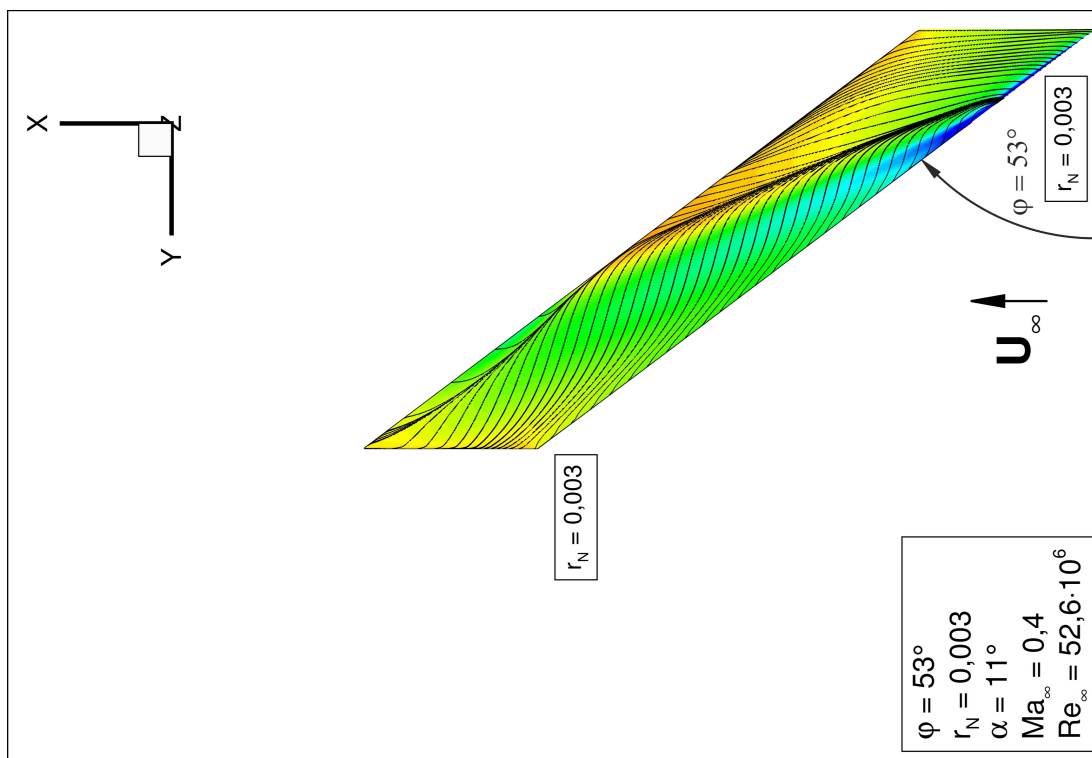


Bild 131: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

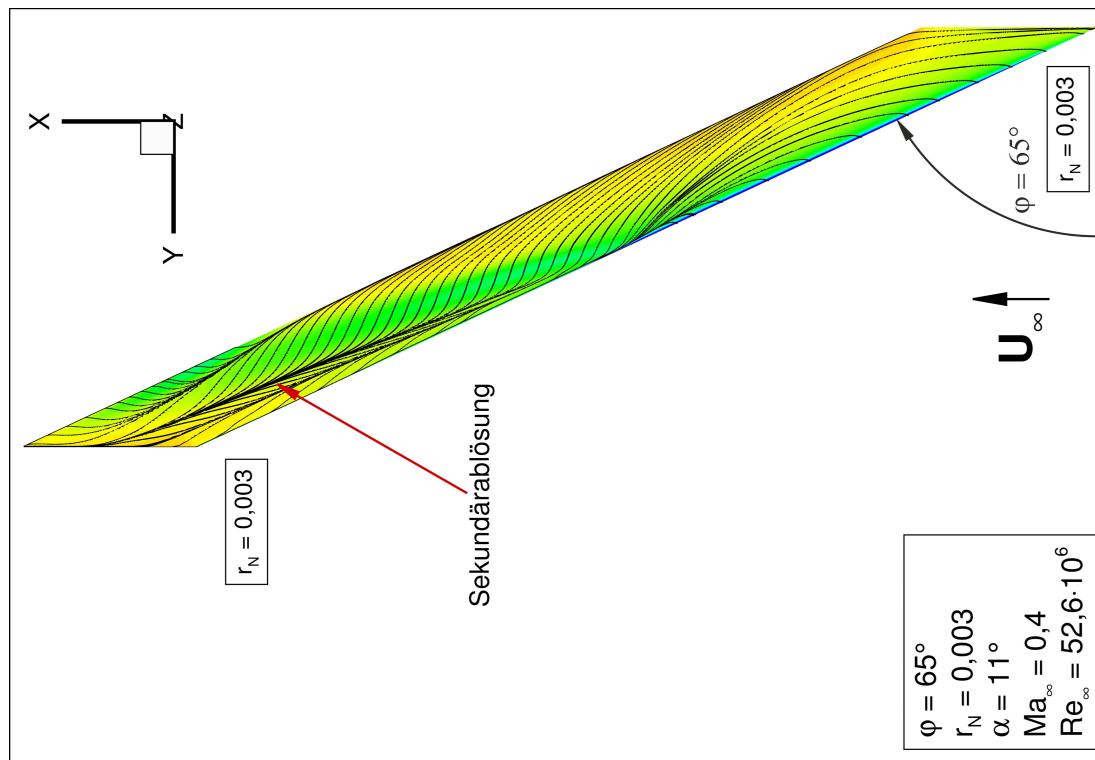


Bild 133: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

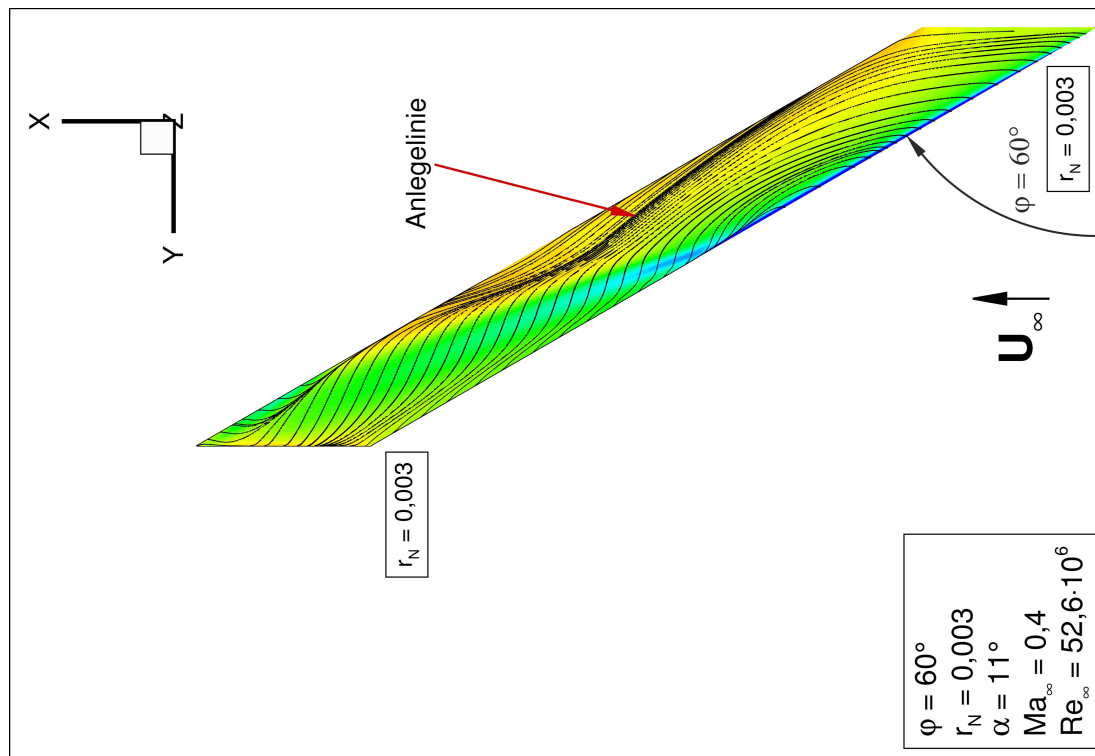


Bild 132: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

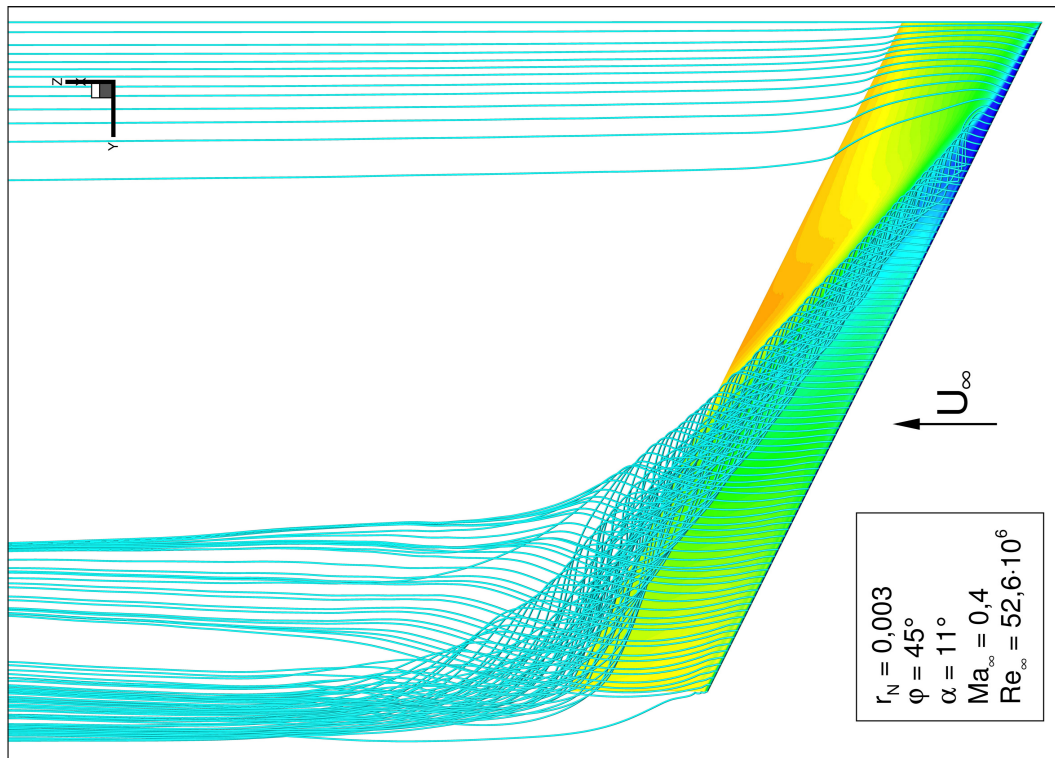


Bild 134: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

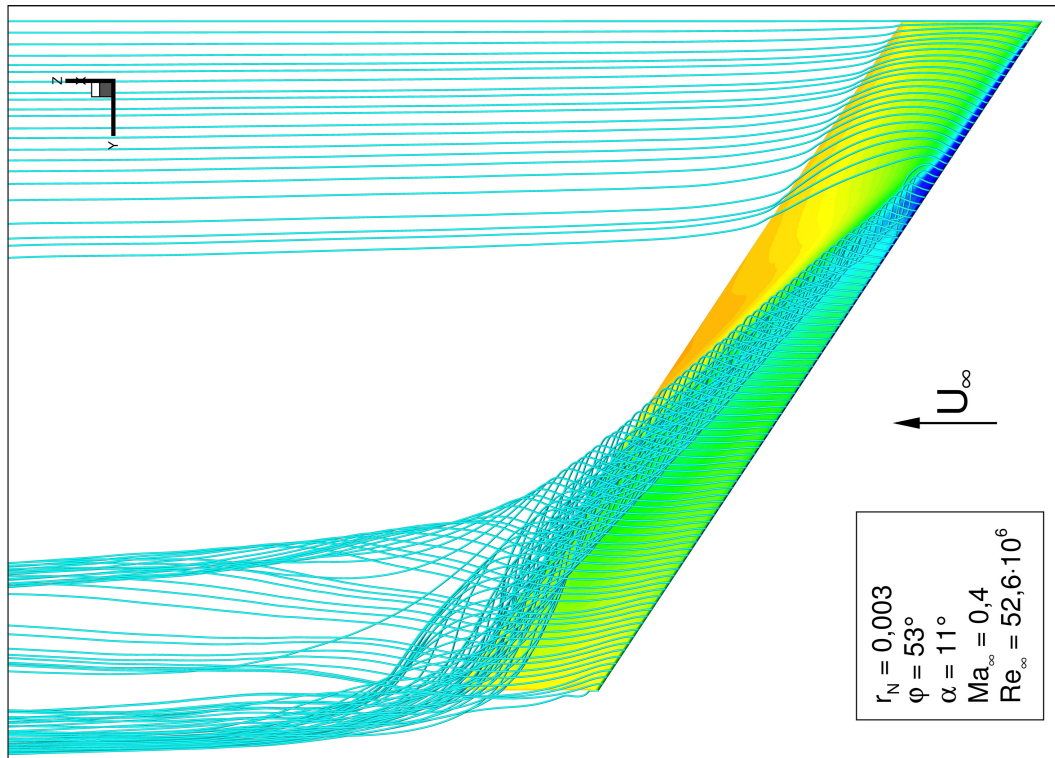


Bild 135: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

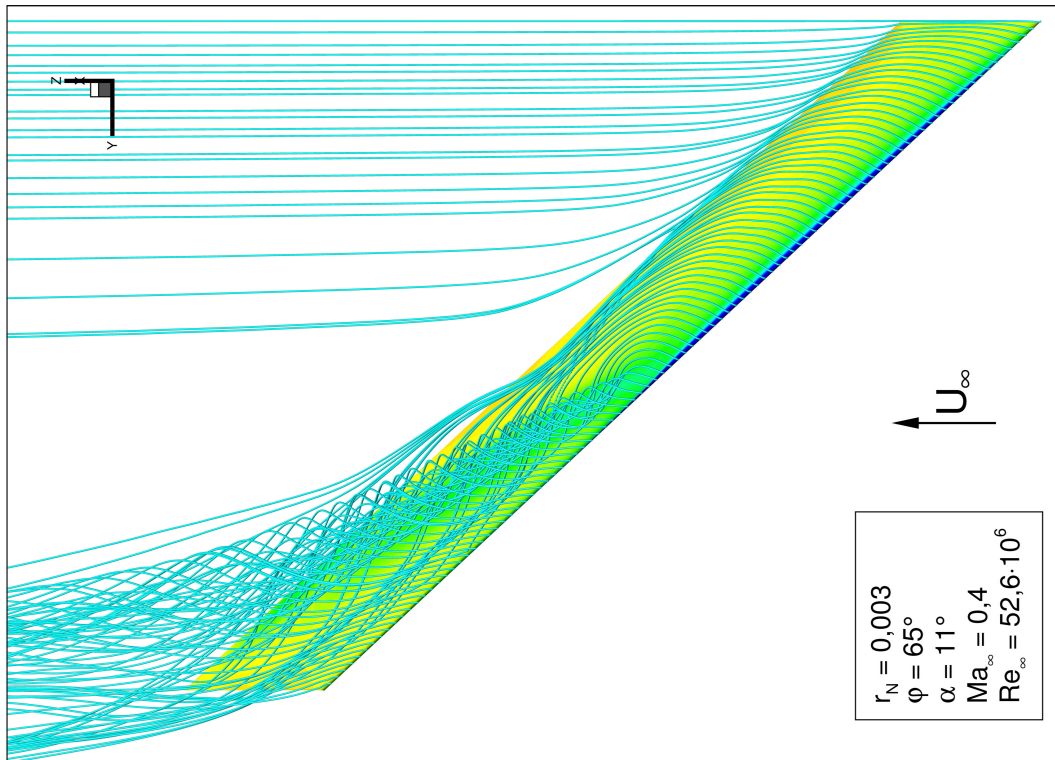


Bild 137: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

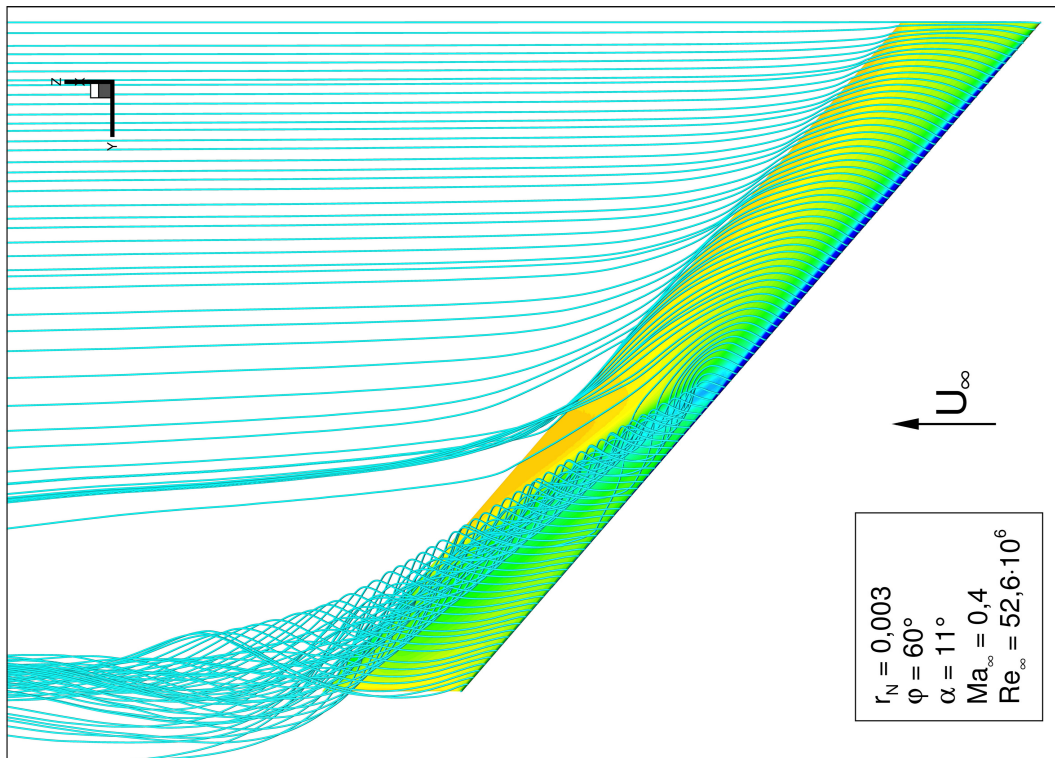


Bild 136: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

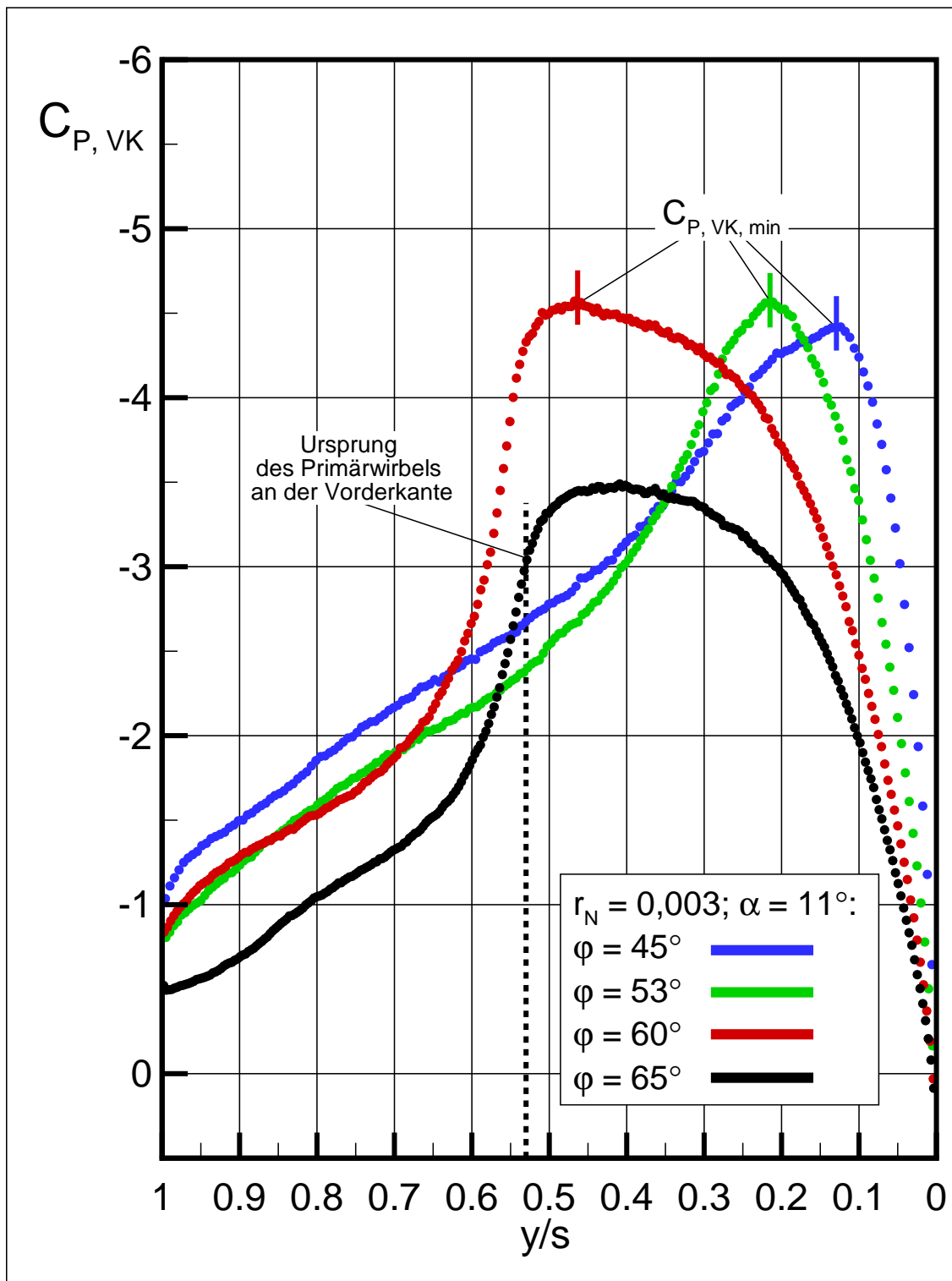


Bild 138: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Pfeilwinkel von $\varphi = 45^\circ$; 53° , 60° und 65° mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

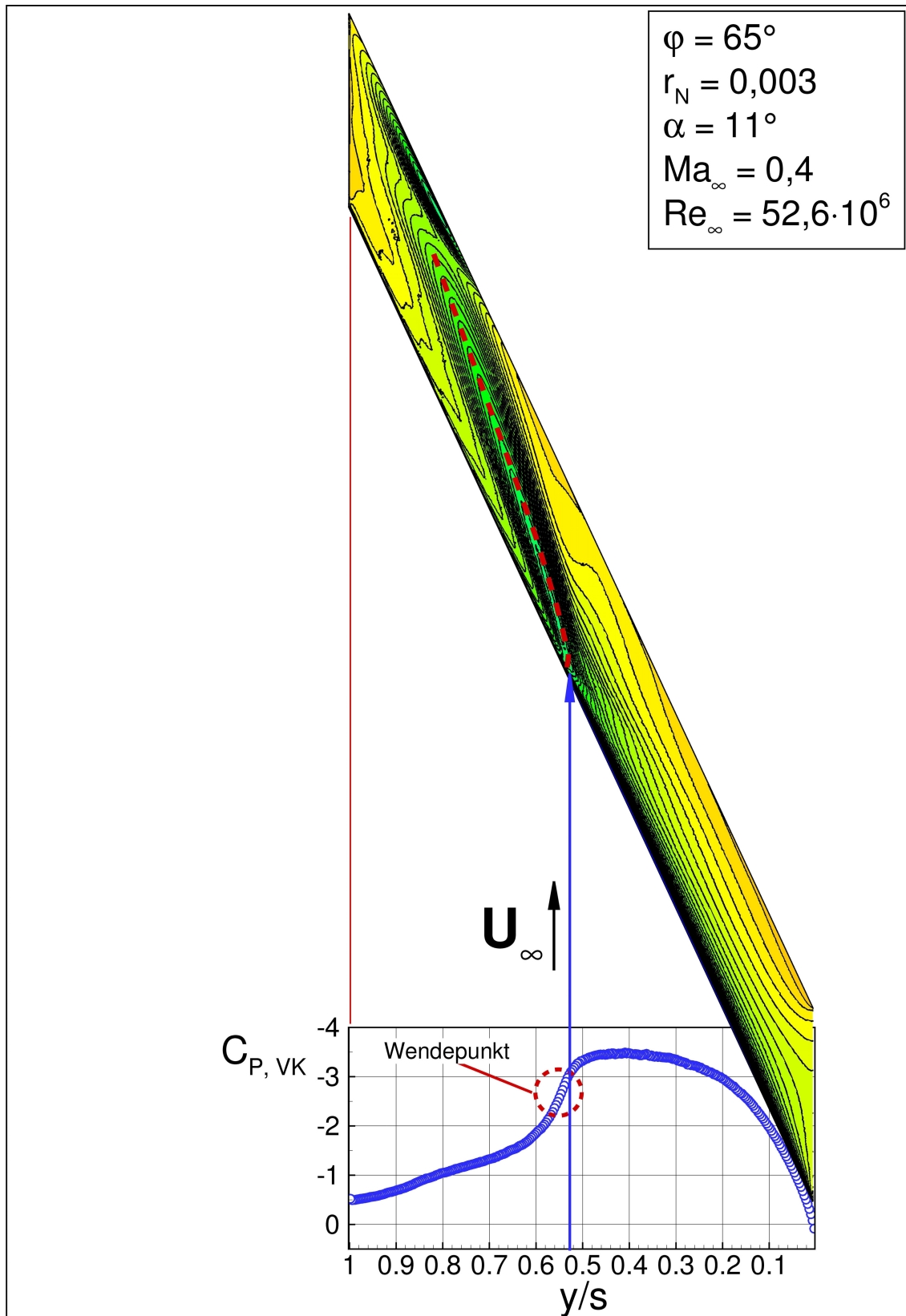


Bild 139: c_P -Verteilung auf der Oberseite sowie an der Vorderkante zur Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

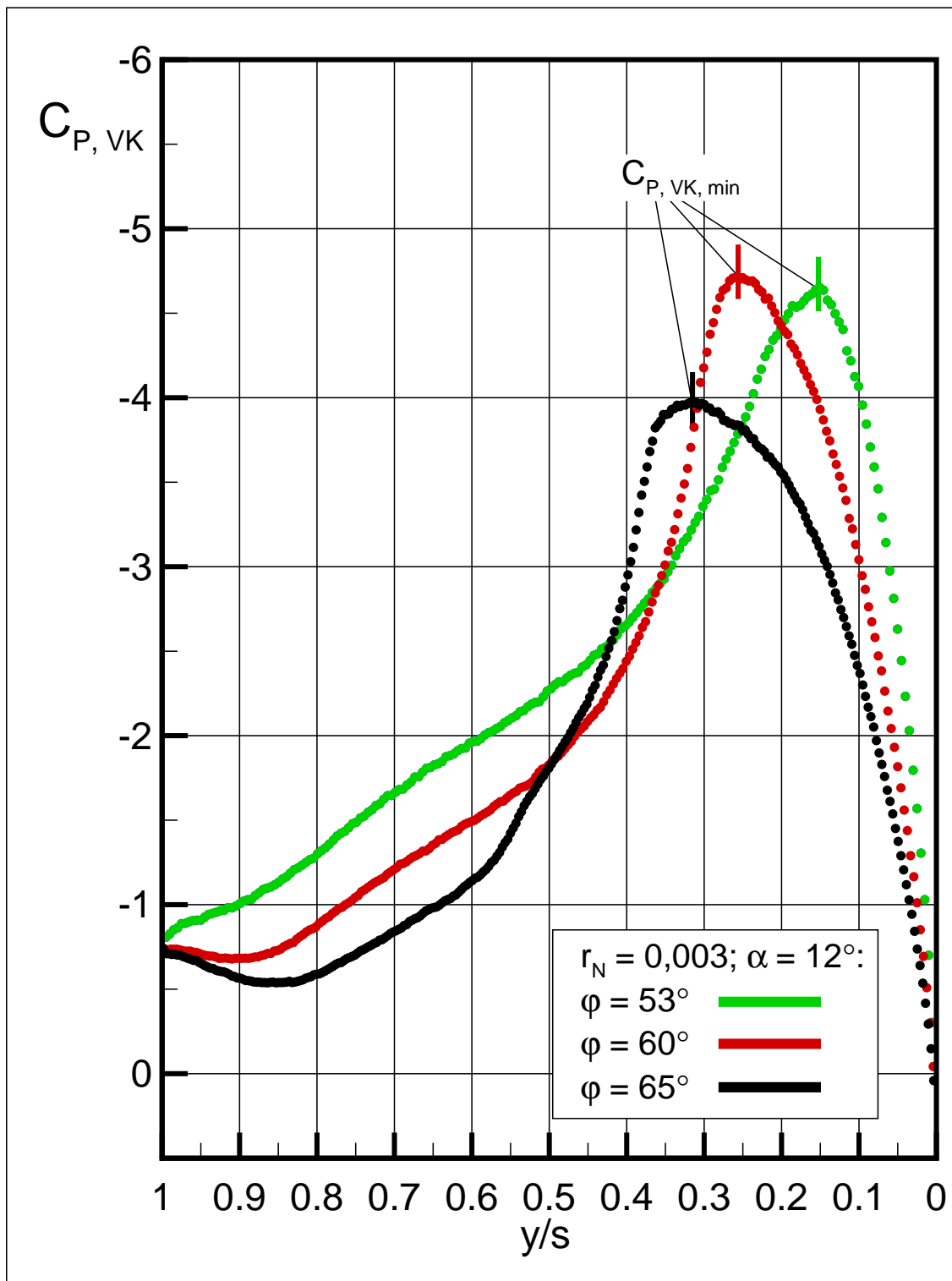


Bild 140: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Pfeilwinkel von $\varphi = 53^\circ$, 60° und 65° mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

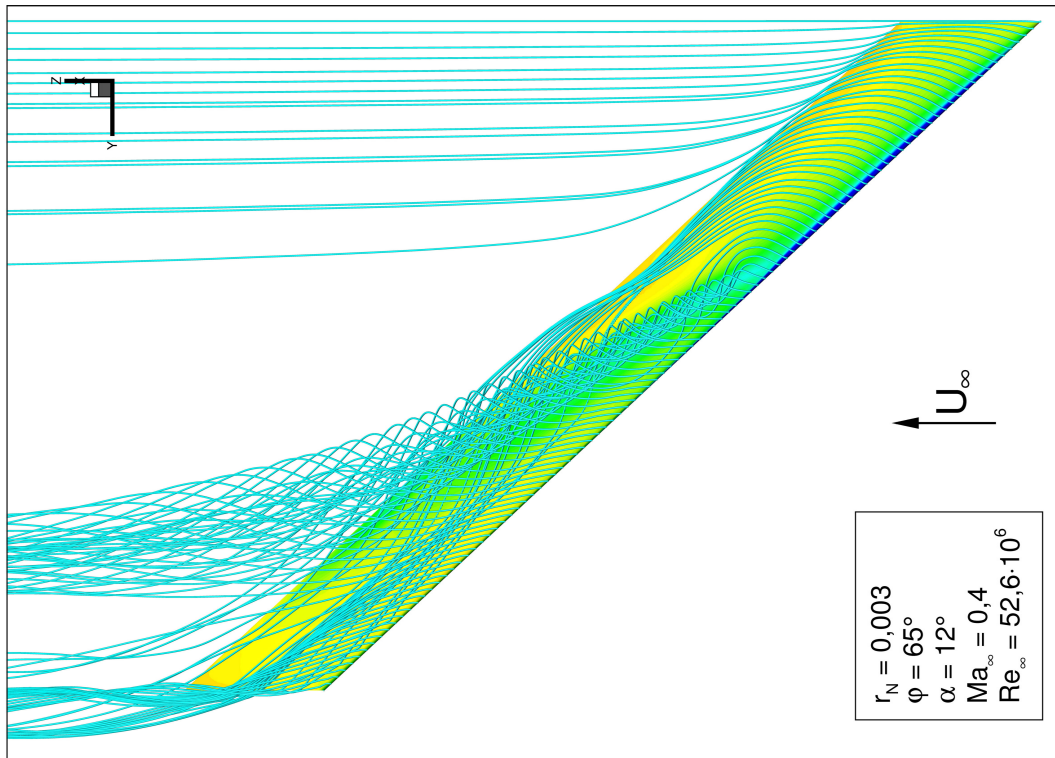


Bild 142: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

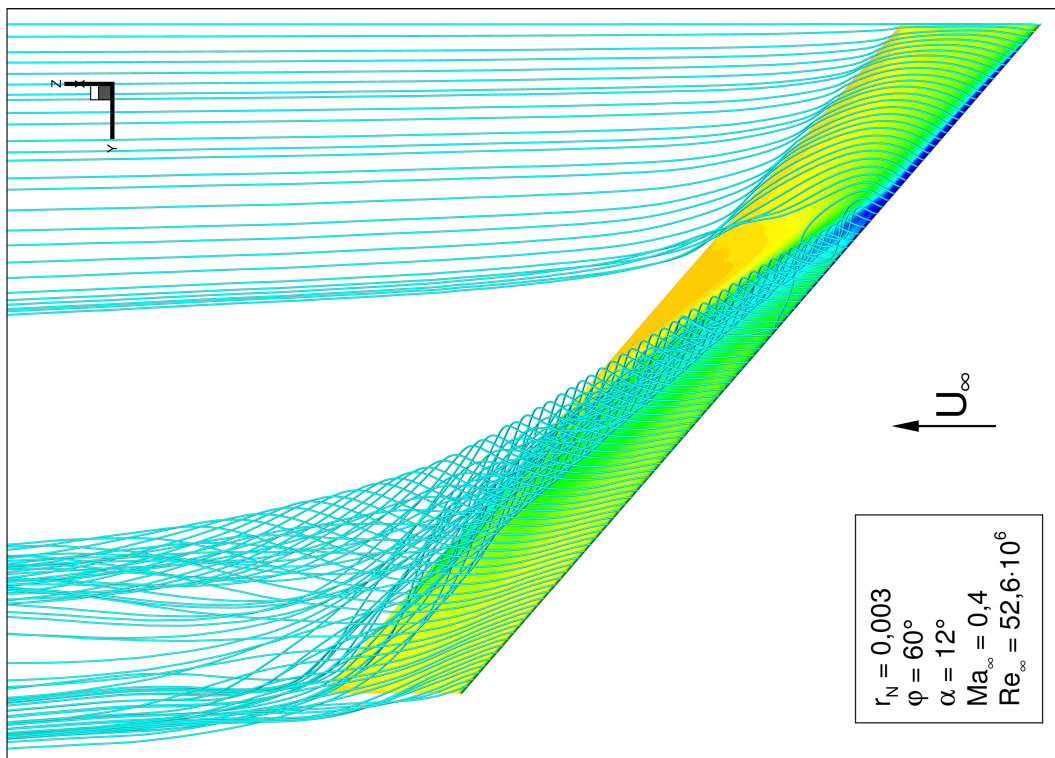


Bild 141: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 12^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

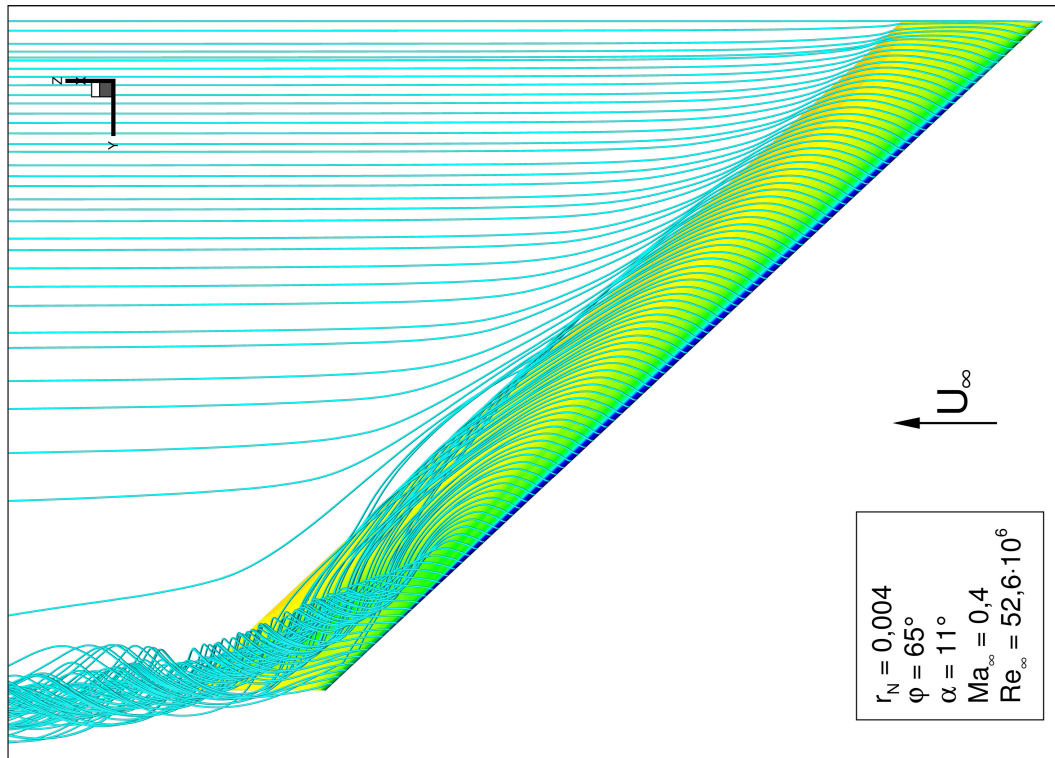


Bild 144: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

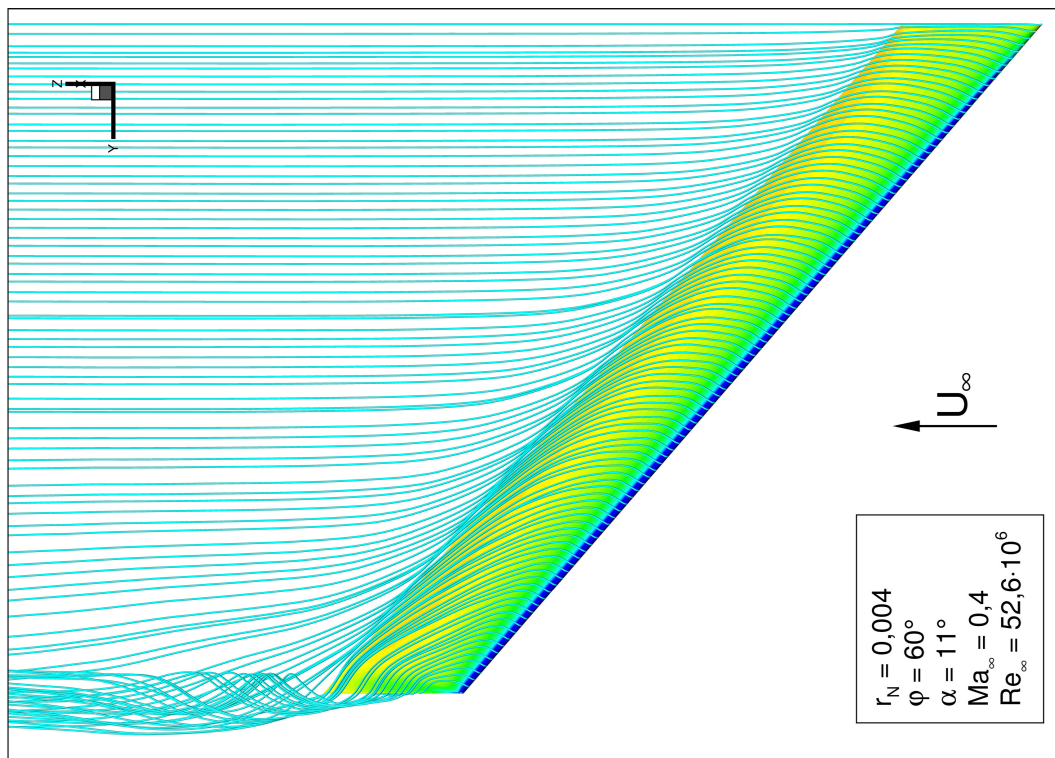


Bild 143: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,004$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

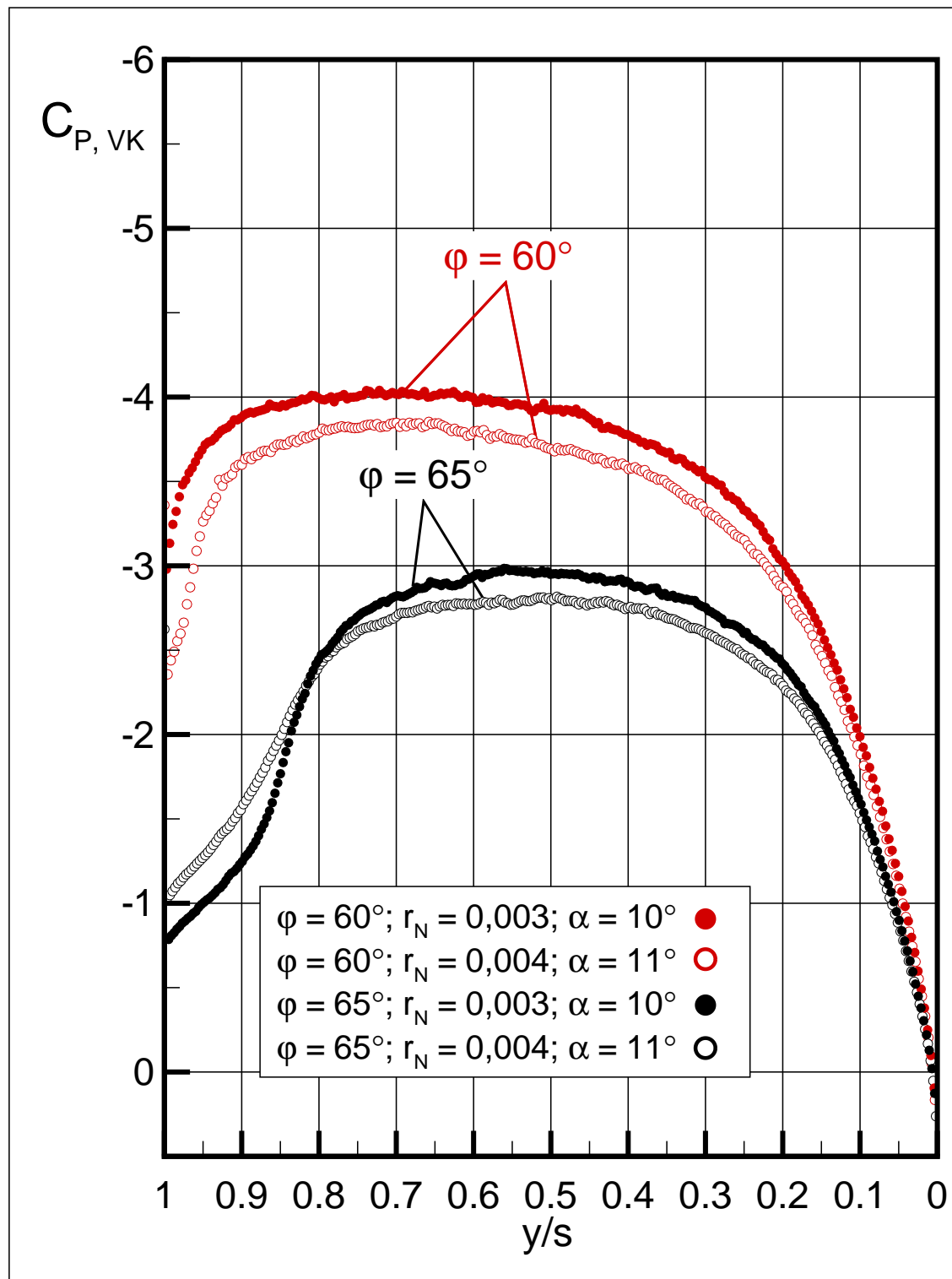


Bild 145: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich Pfeilwinkel von $\varphi = 60^\circ$ und 65° mit $r_N = 0,003$ und $0,004$ bei $\alpha = 10^\circ$ und 11° . $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

Einfluss der Machzahl

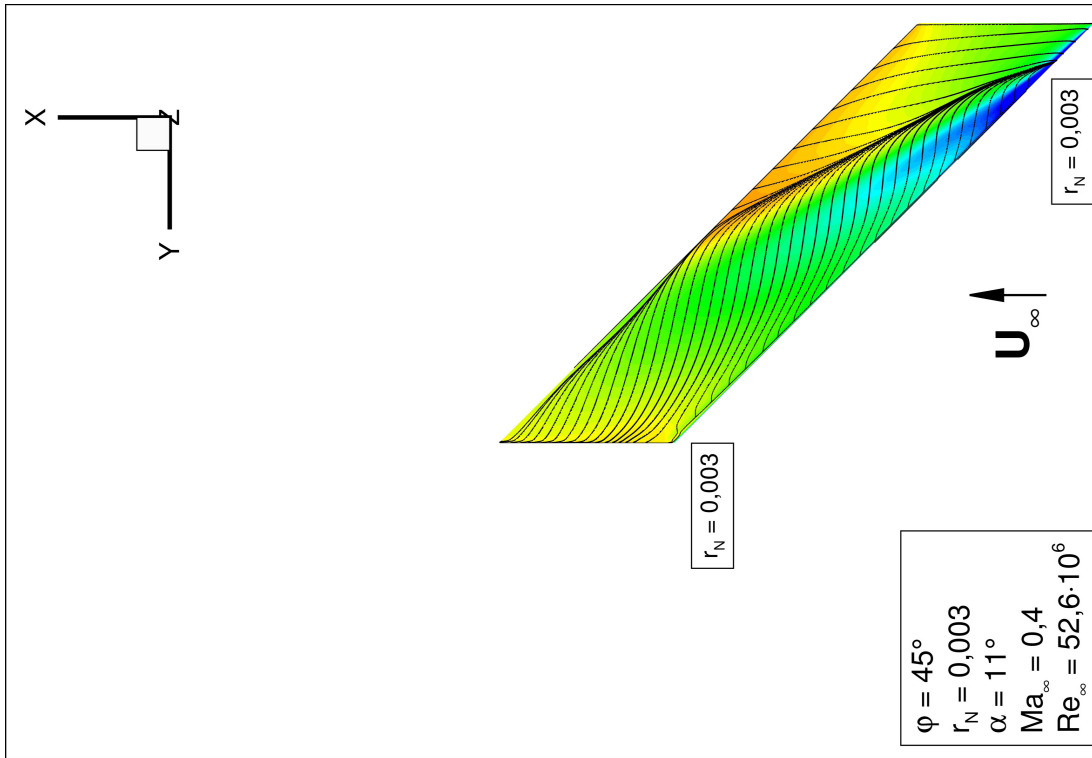


Bild 147: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

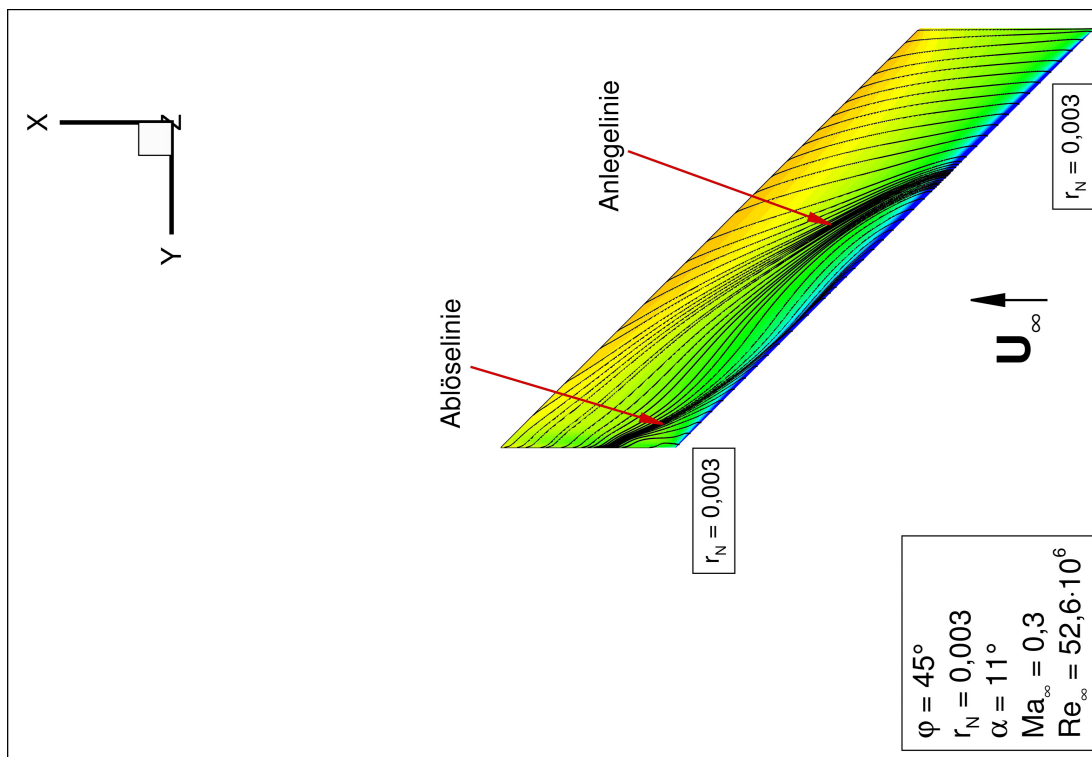


Bild 146: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

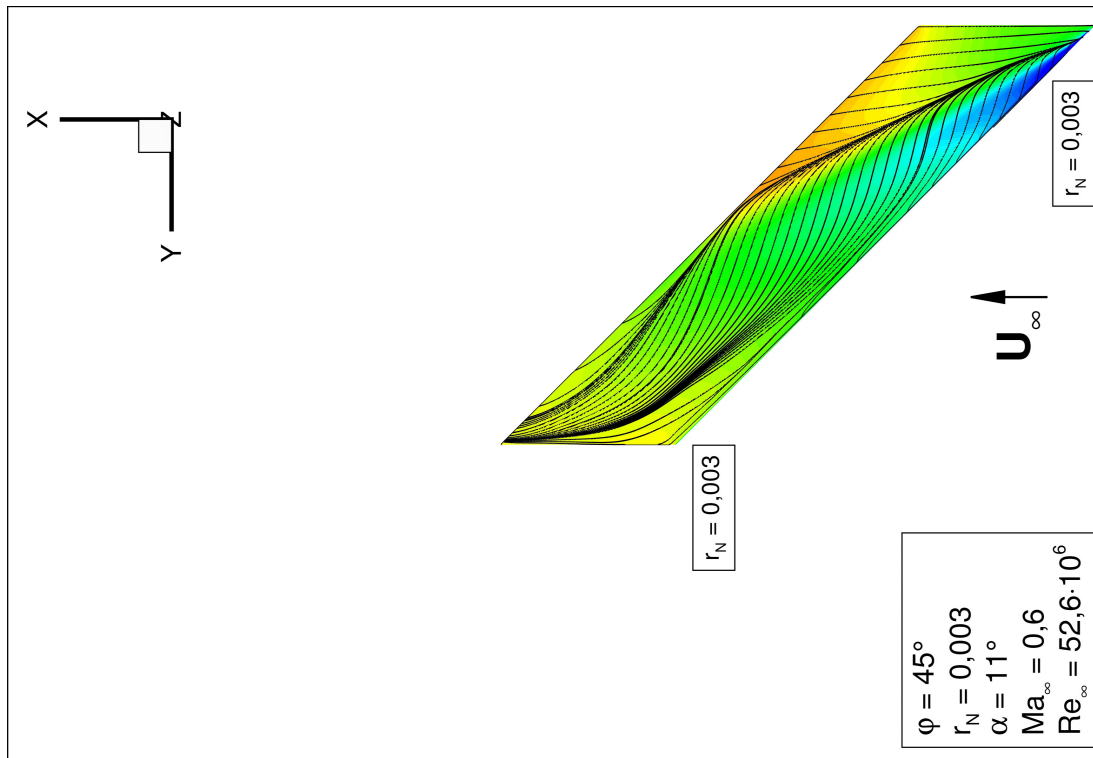


Bild 148: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

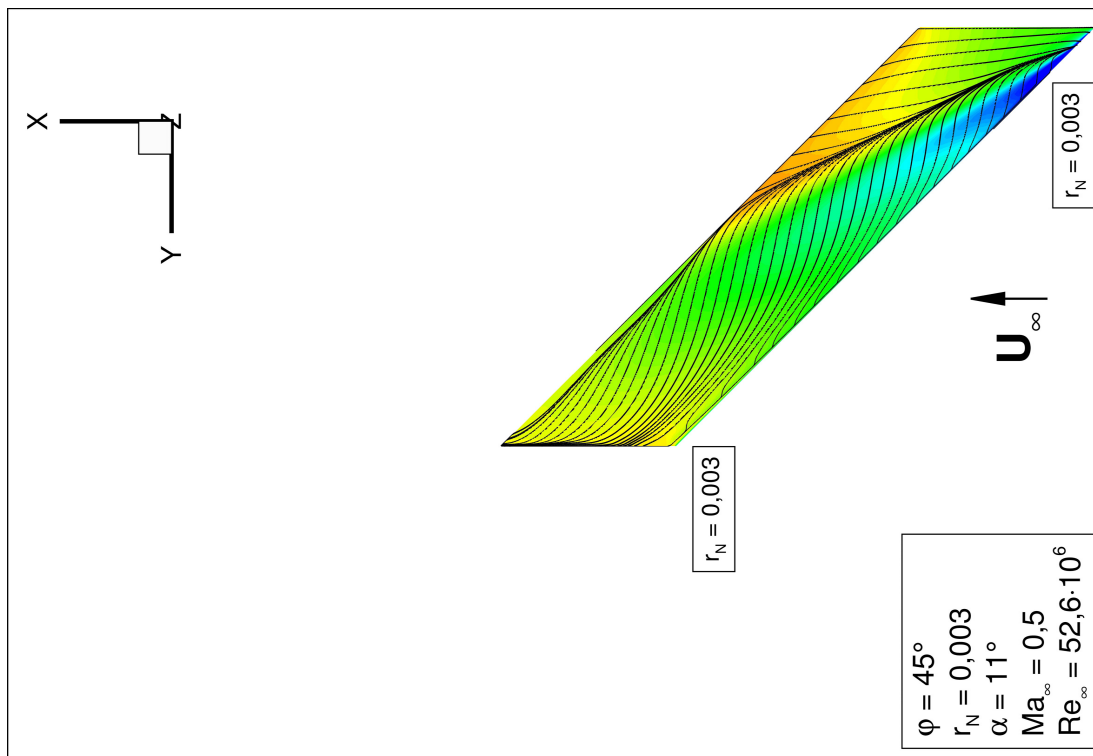


Bild 149: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

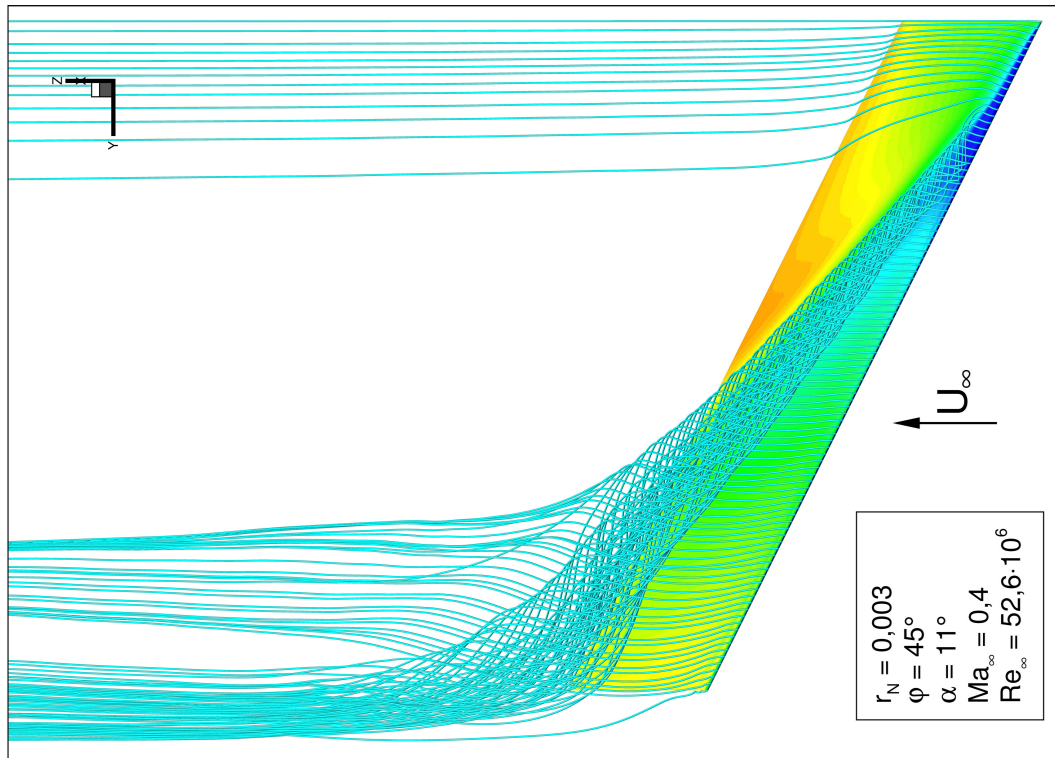


Bild 151: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

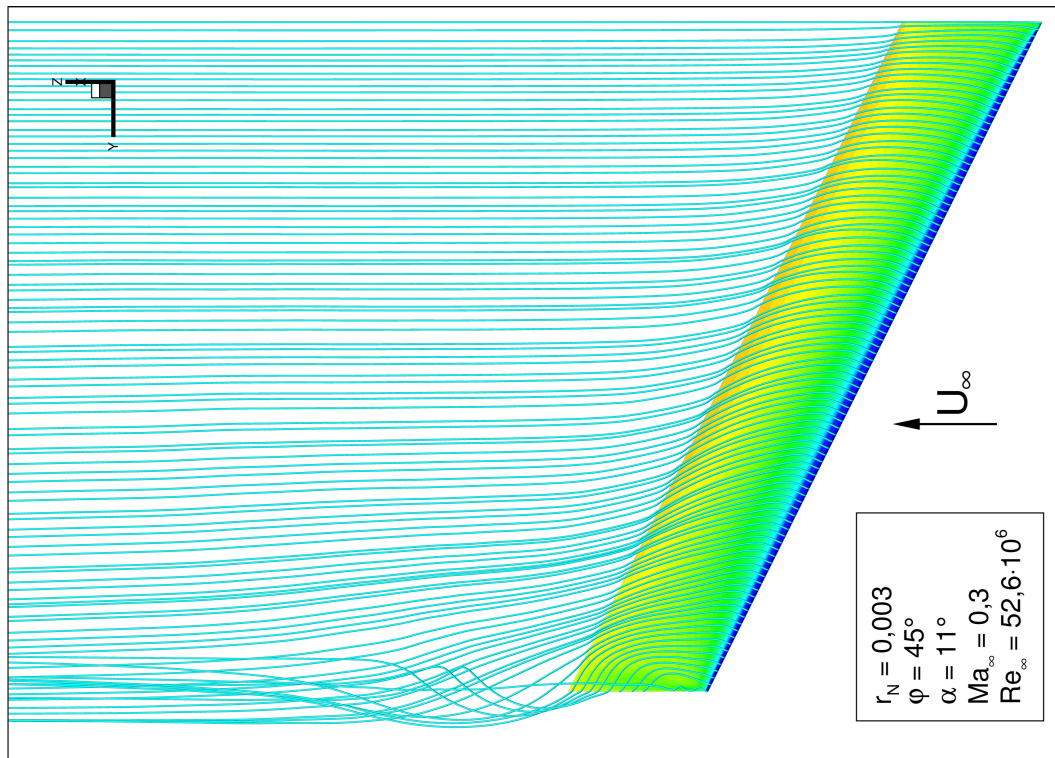


Bild 150: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

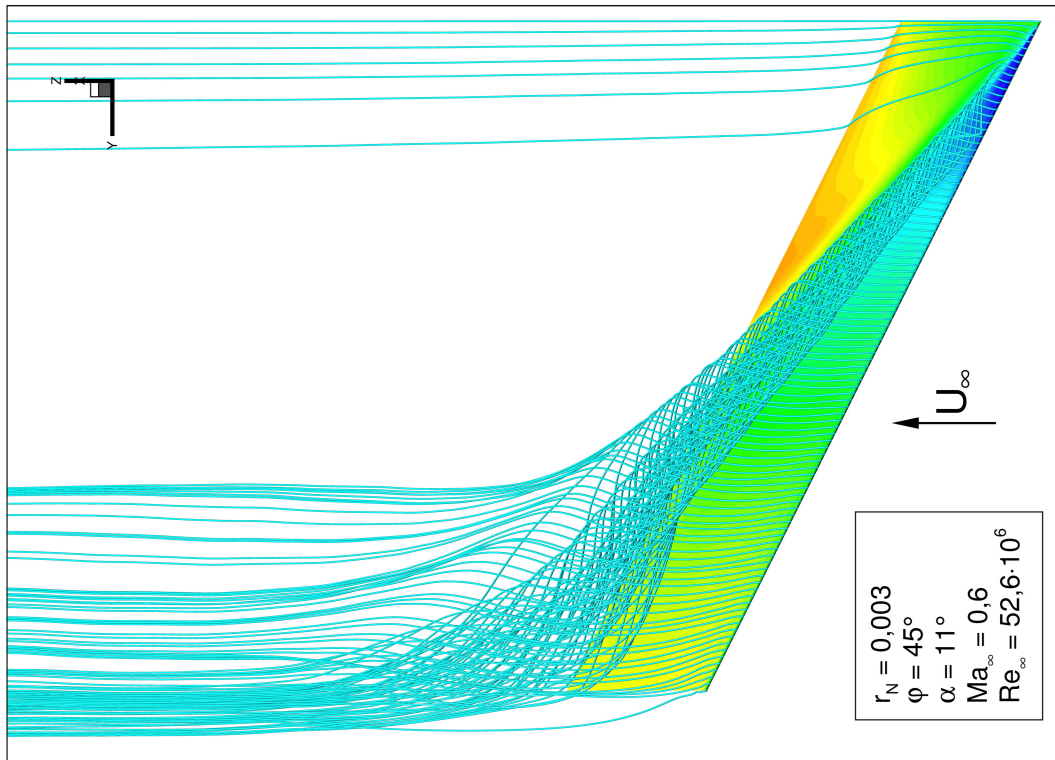


Bild 153: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

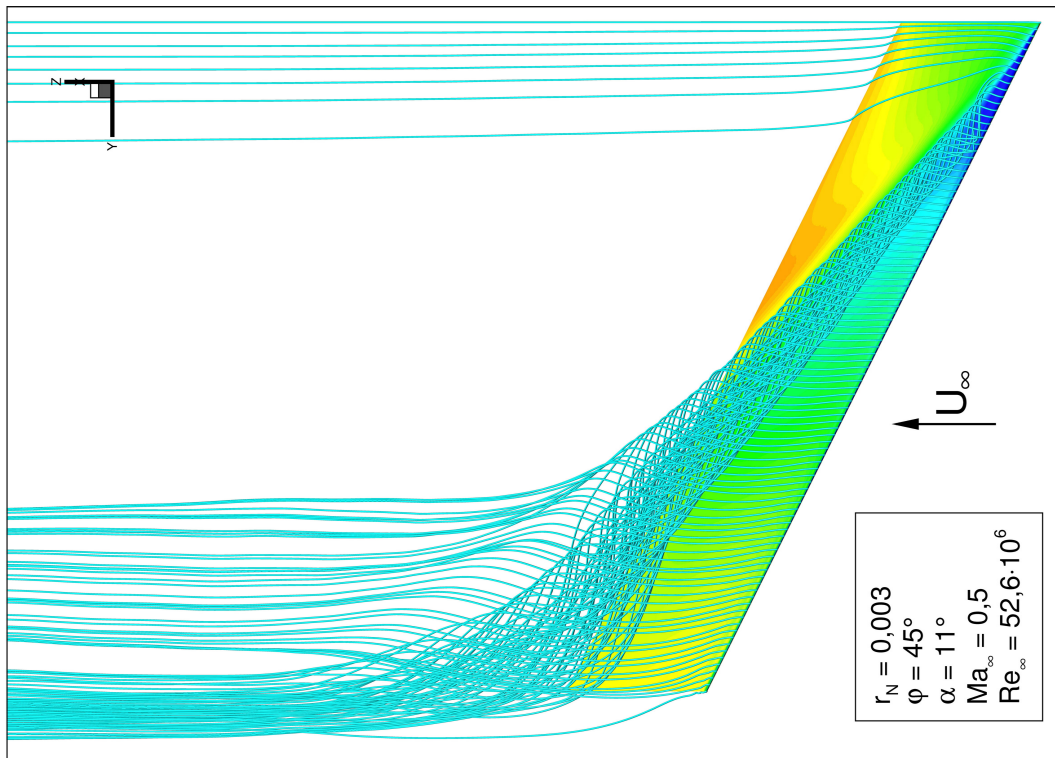


Bild 152: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 45^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

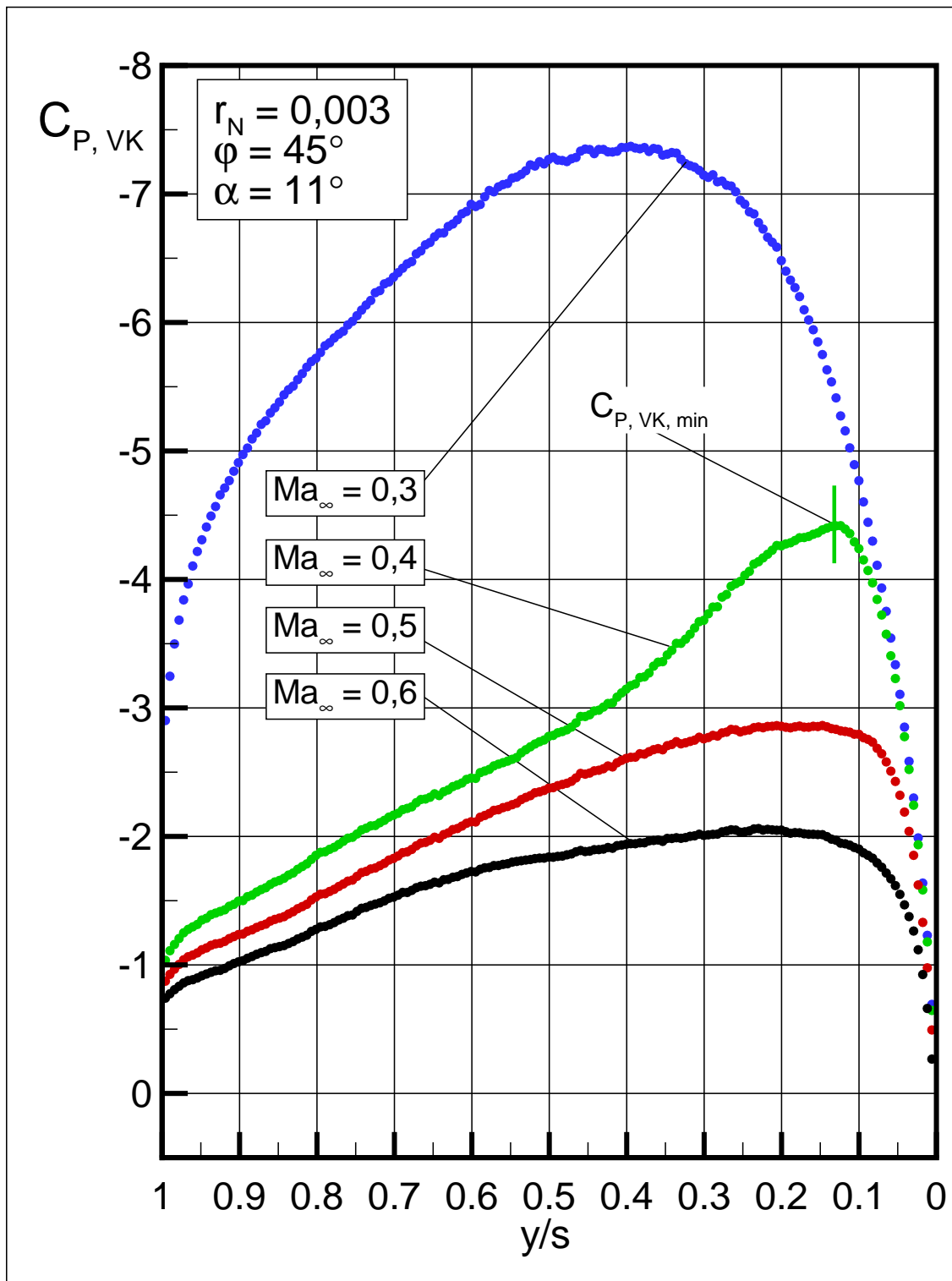


Bild 154: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3$ - $0,6$; $\phi = 45^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

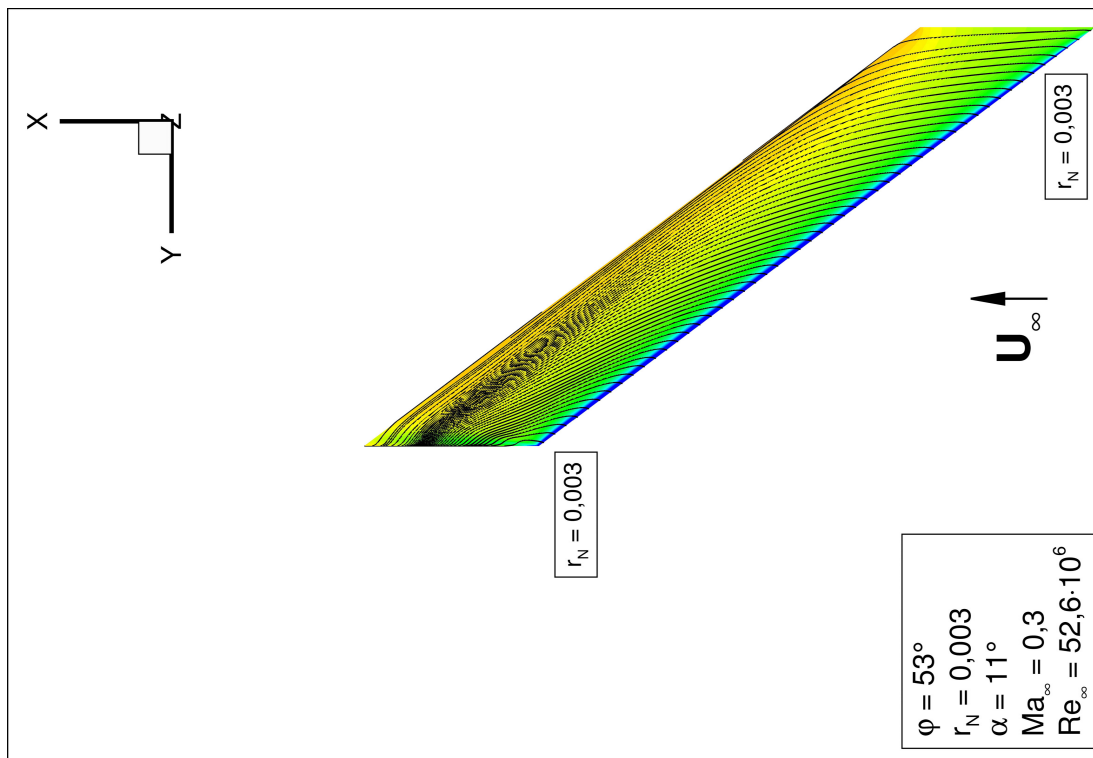


Bild 155: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

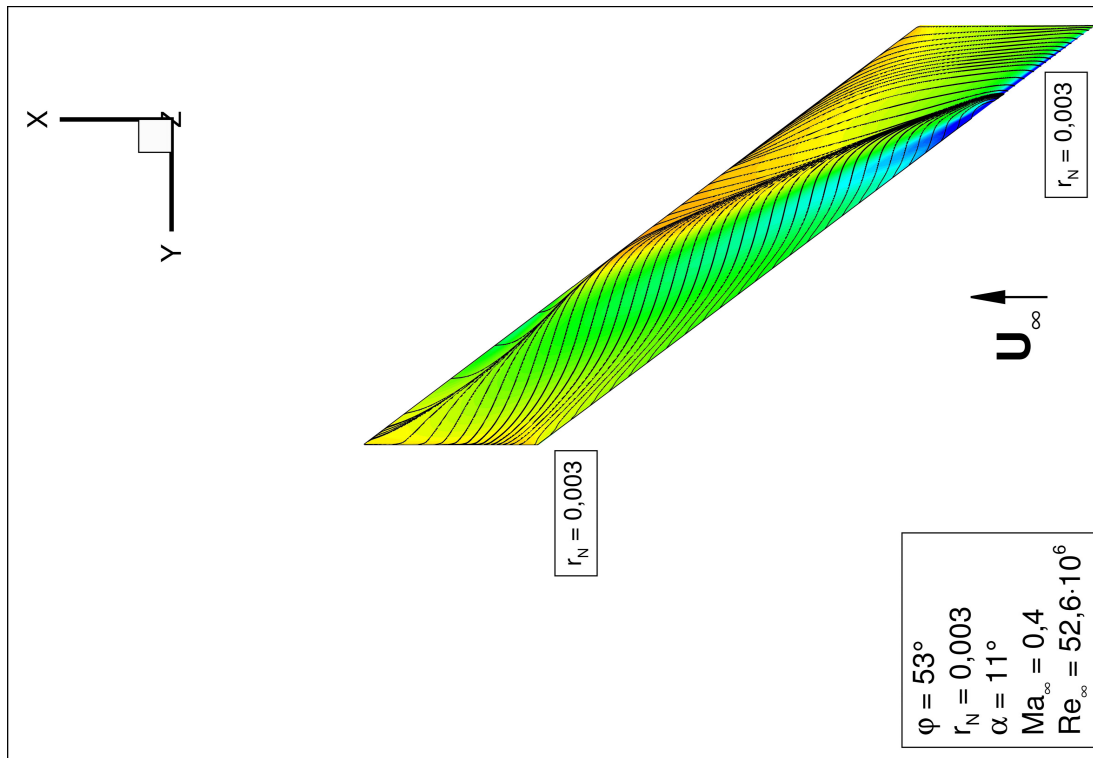


Bild 156: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

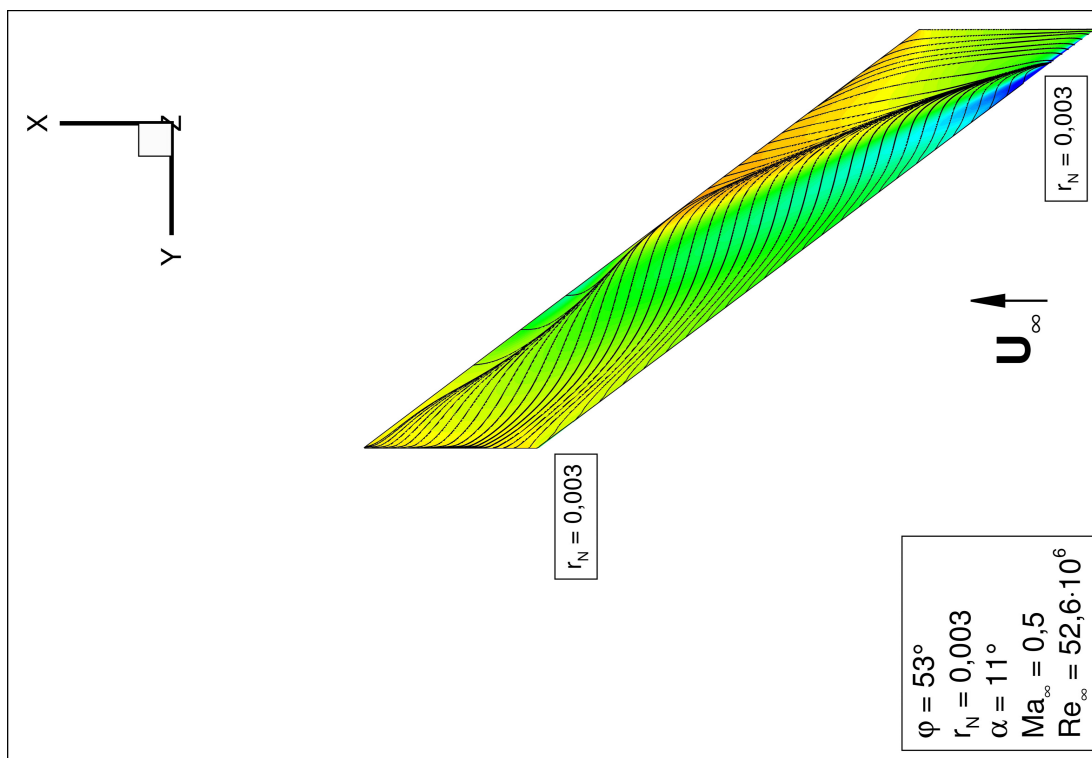


Bild 157: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

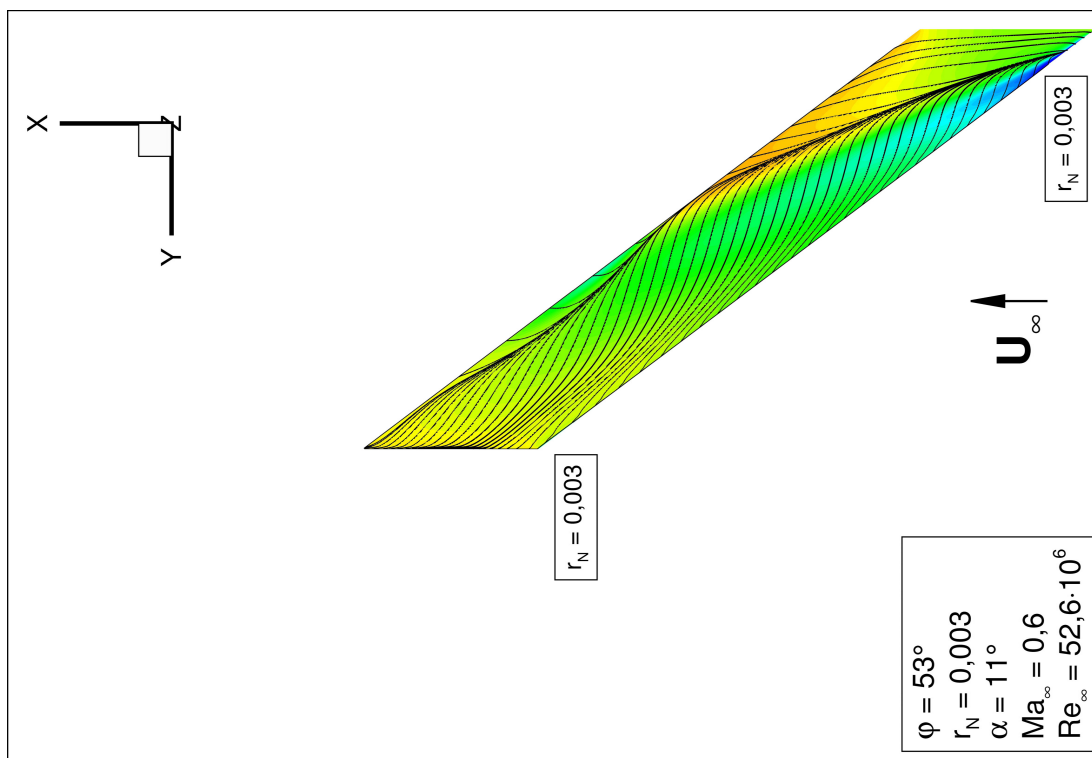


Bild 158: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

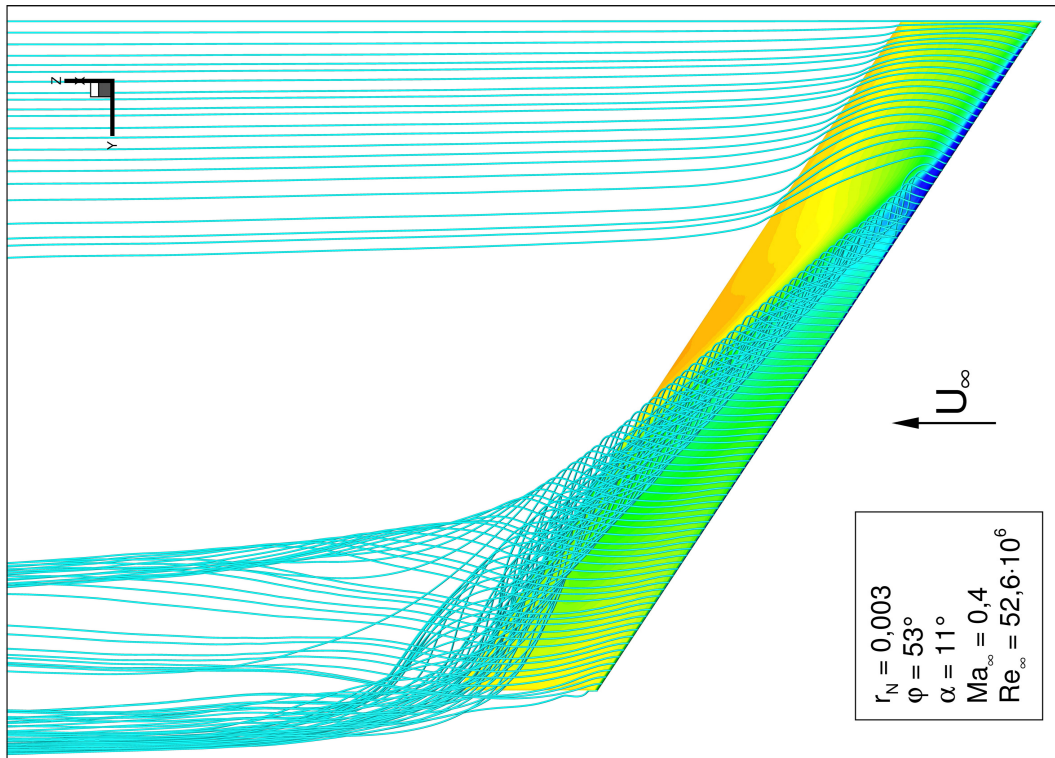


Bild 160: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

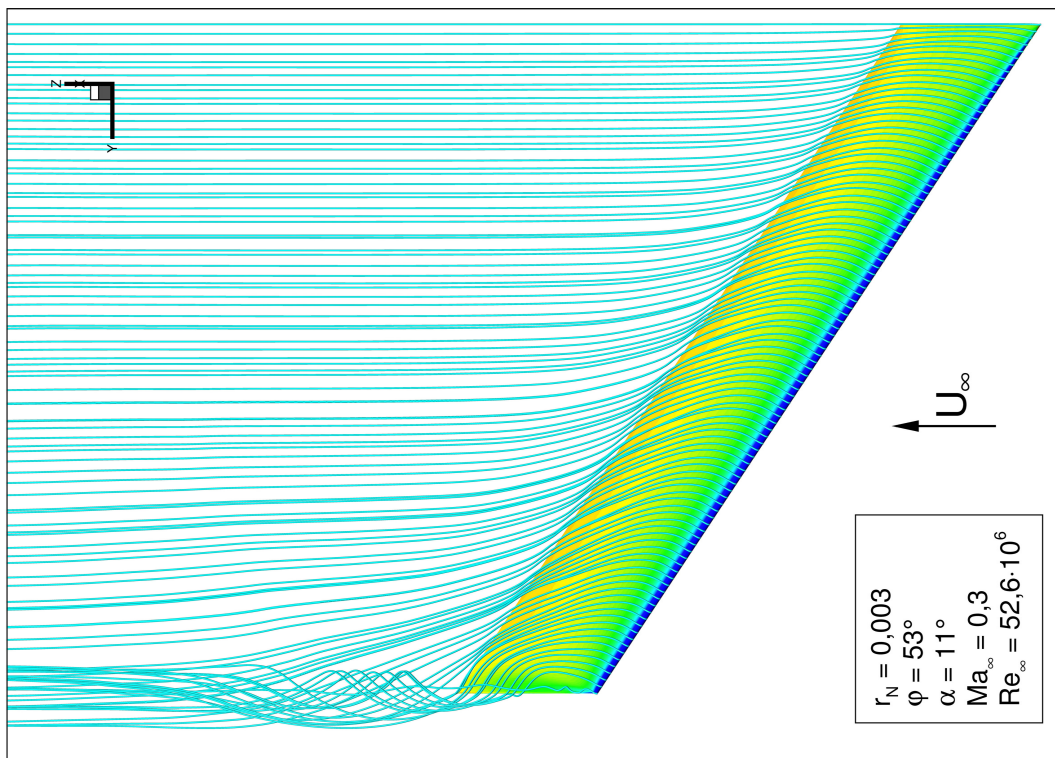


Bild 159: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

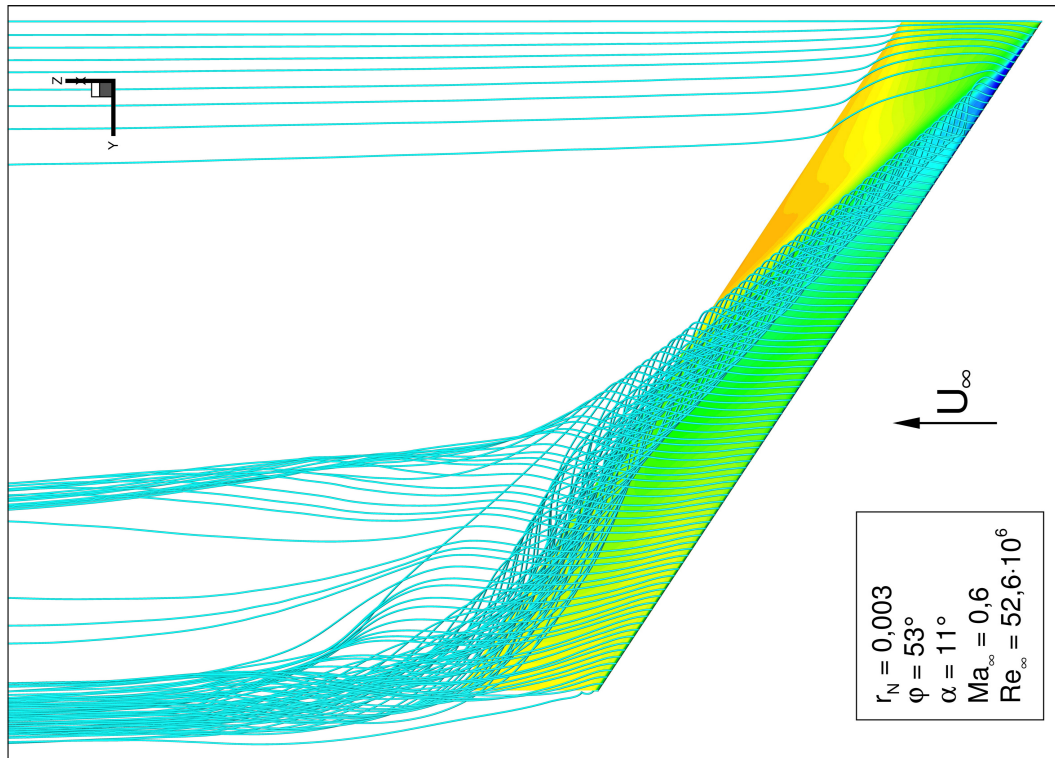


Bild 162: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

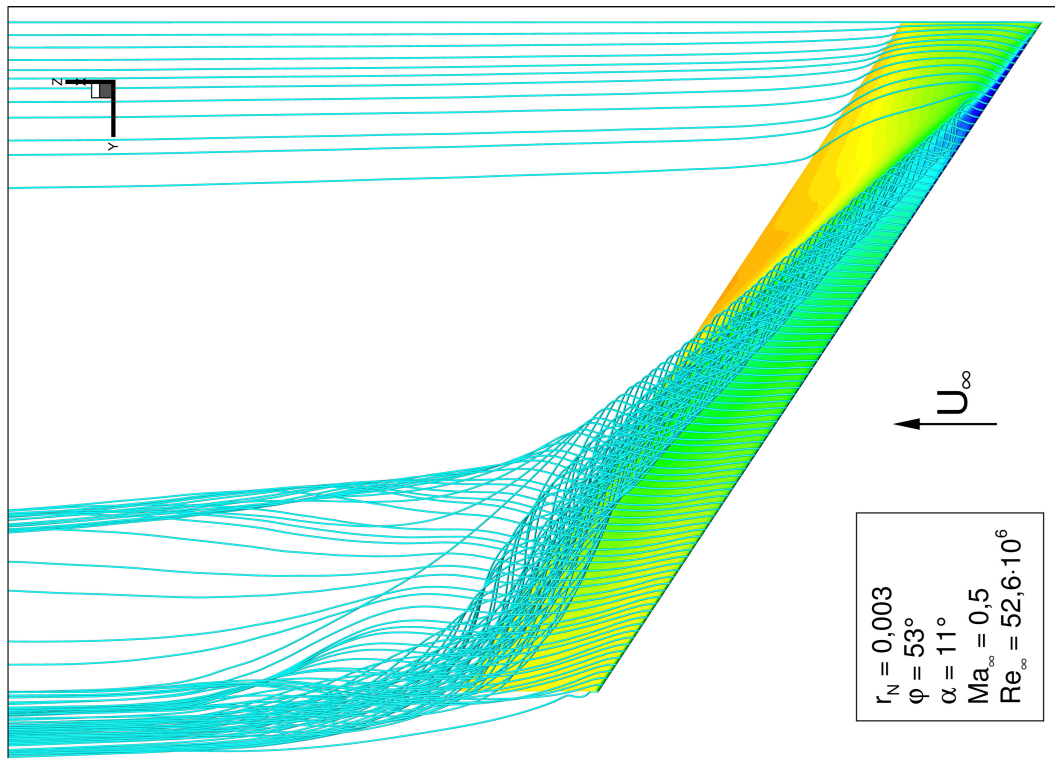


Bild 161: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 53^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

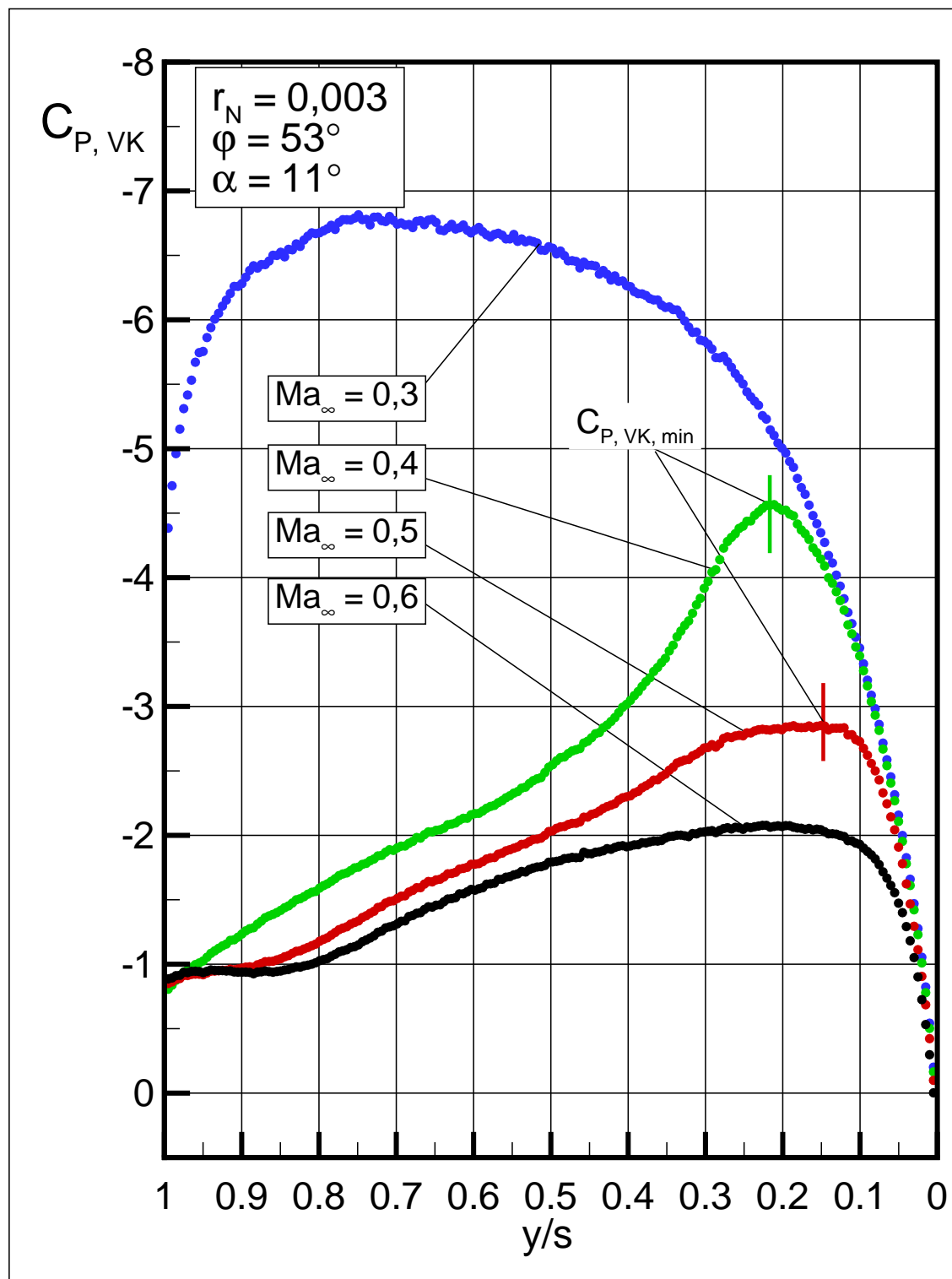


Bild 163: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3$ - $0,6$; $\varphi = 53^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

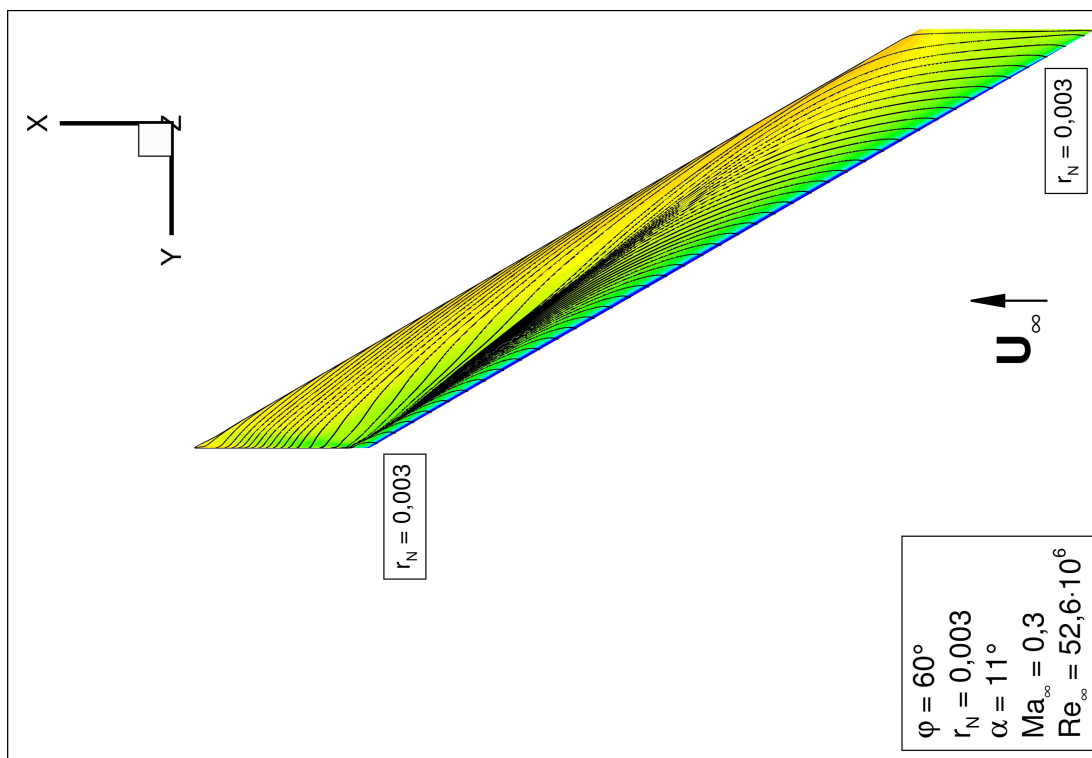


Bild 164: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

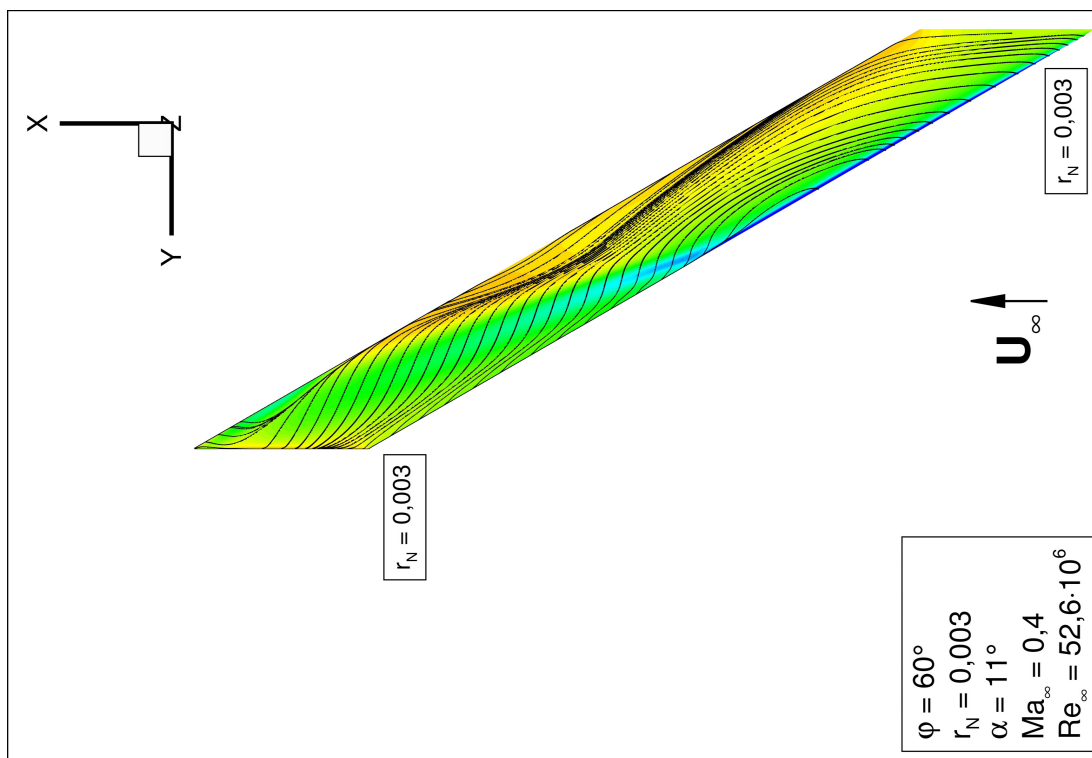


Bild 165: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

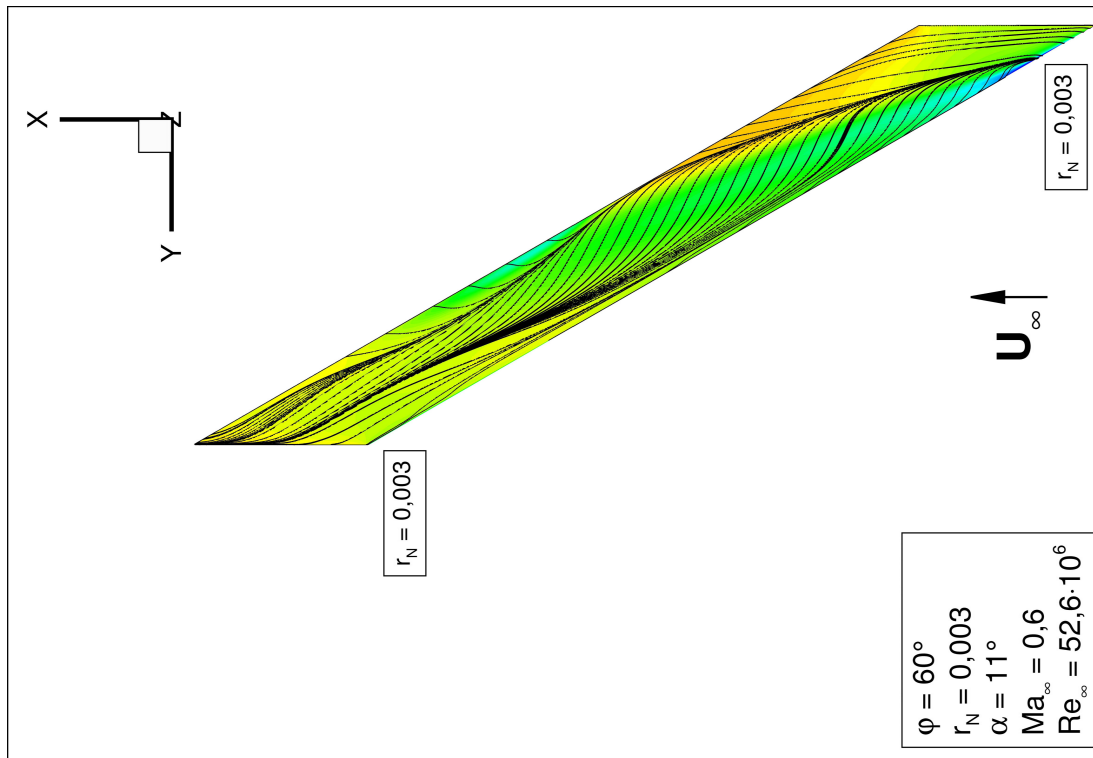


Bild 166: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

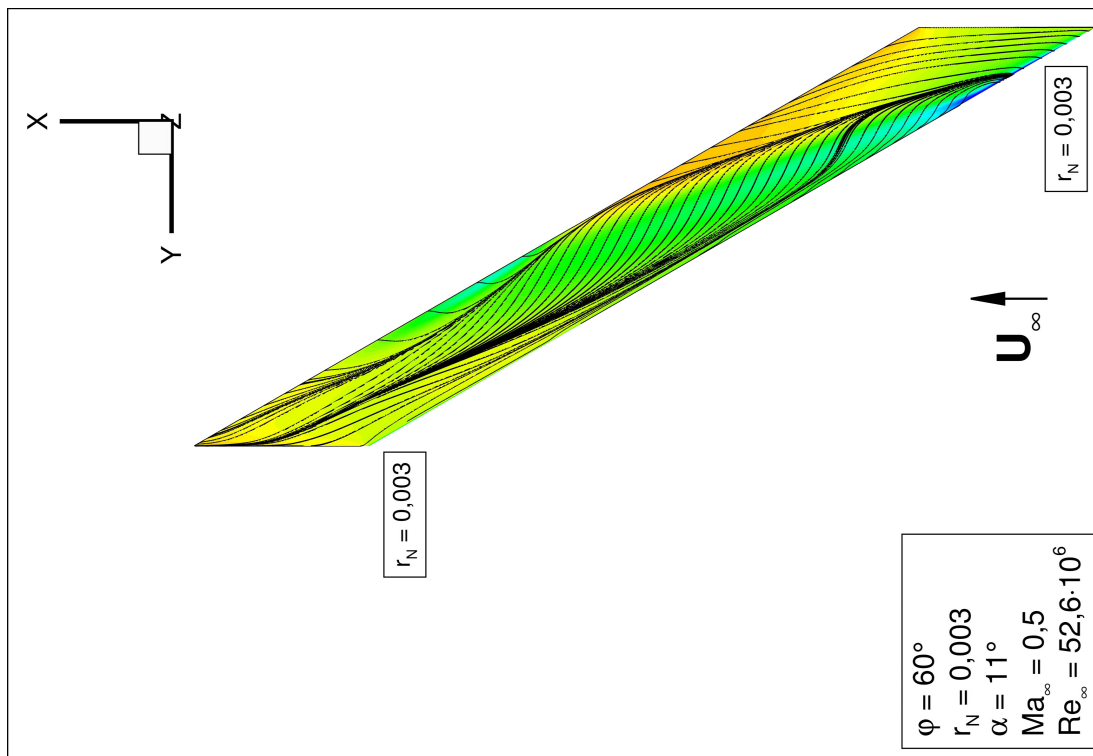


Bild 167: r_N konst.: c_p -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

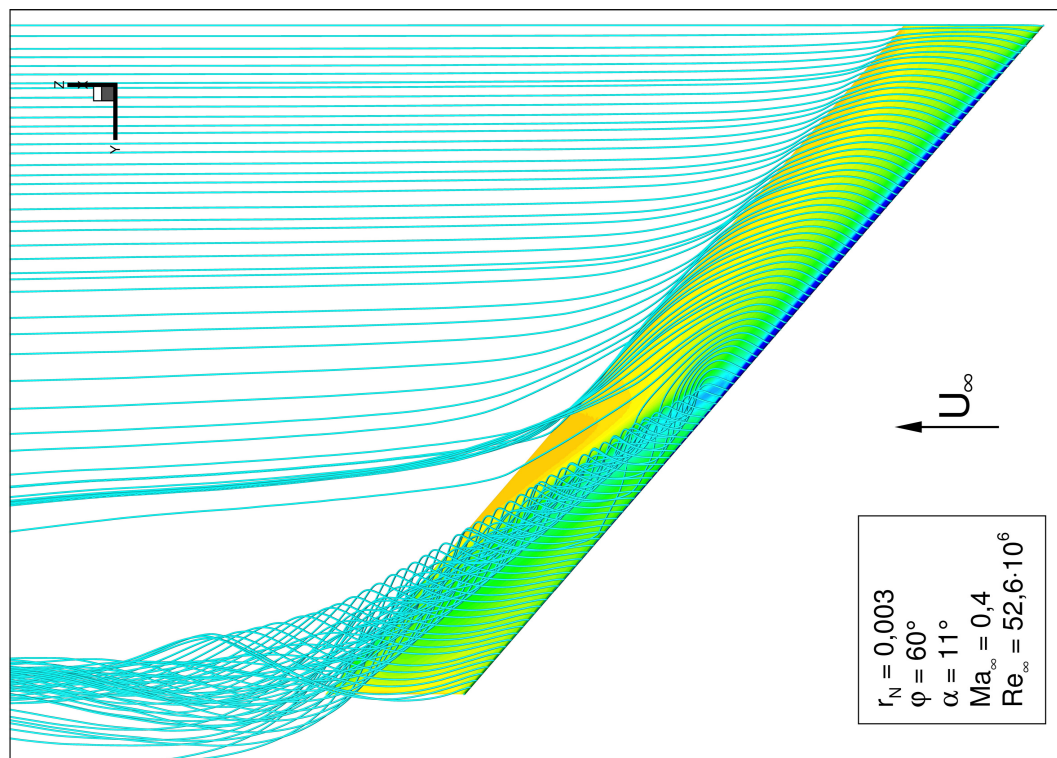


Bild 169: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

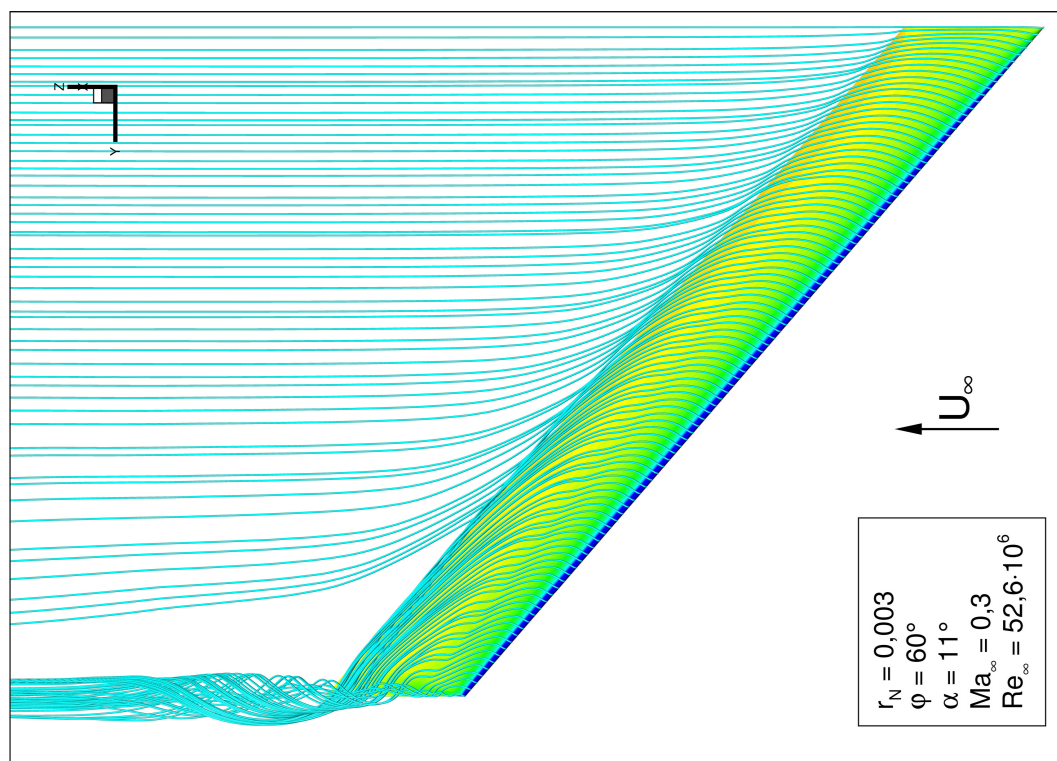


Bild 168: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

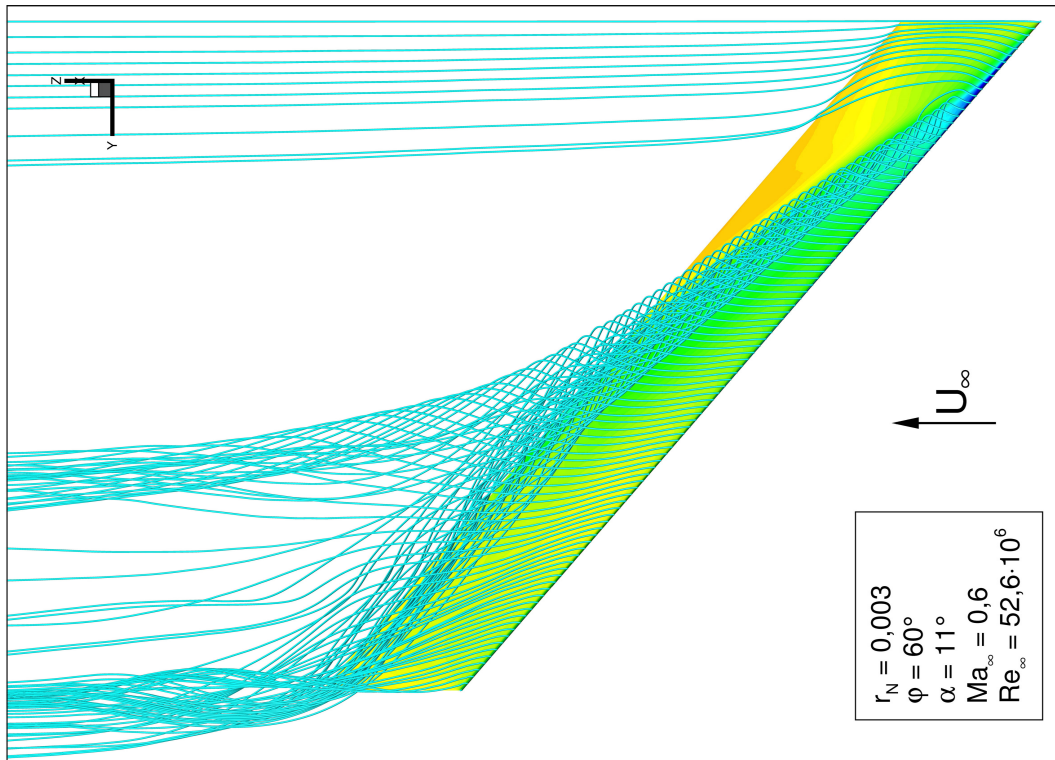


Bild 171: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

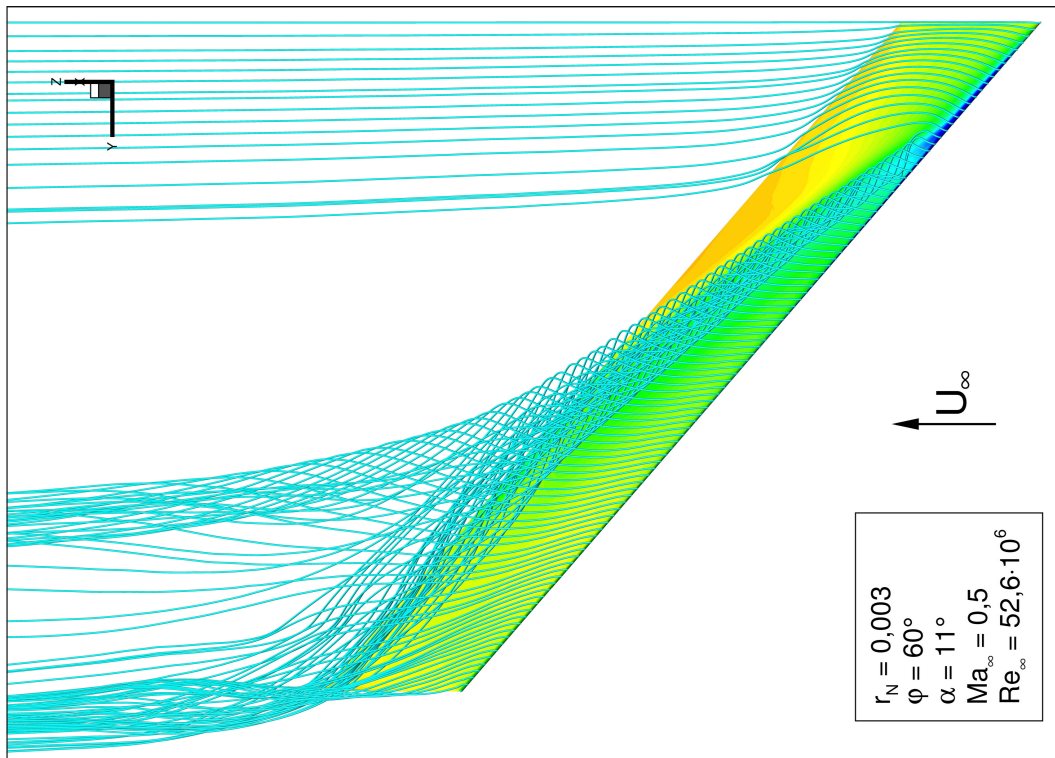


Bild 170: r_N konst.: c_P -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

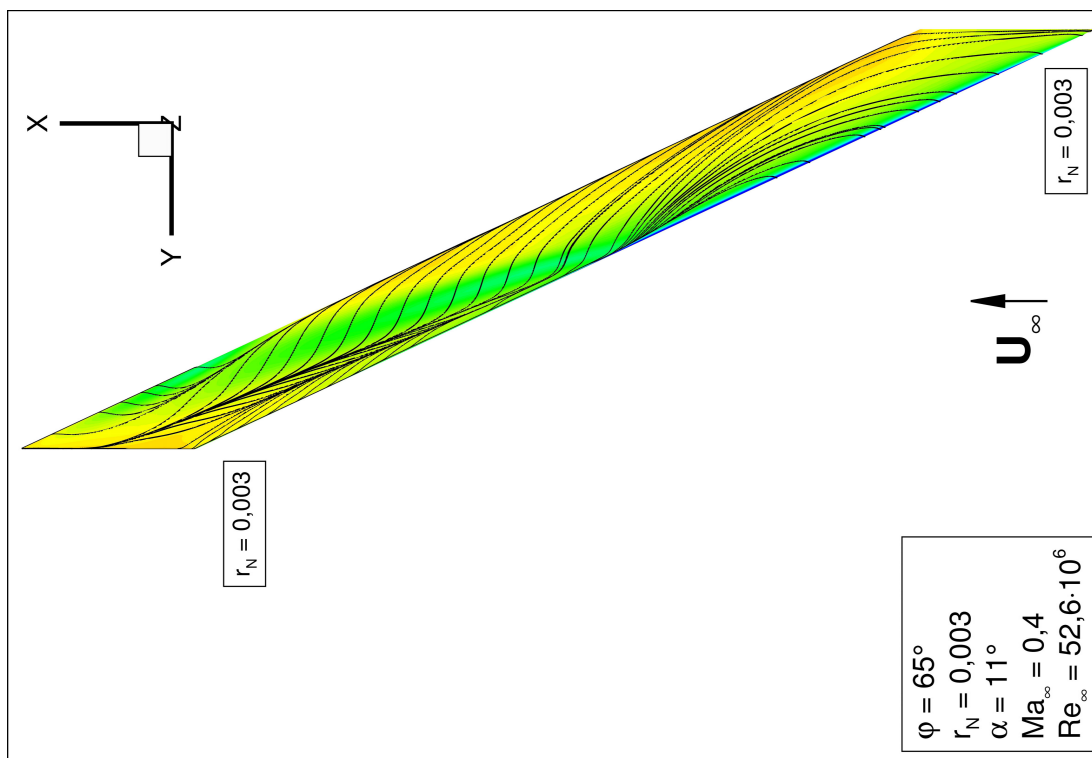


Bild 172: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

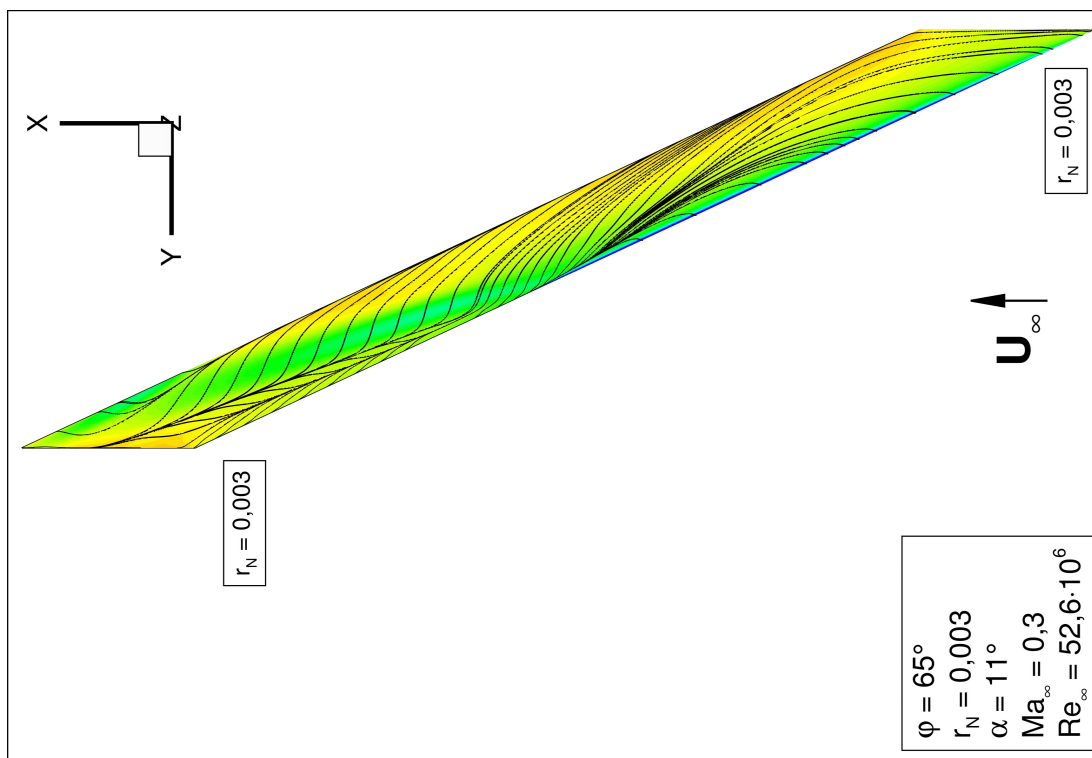


Bild 173: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

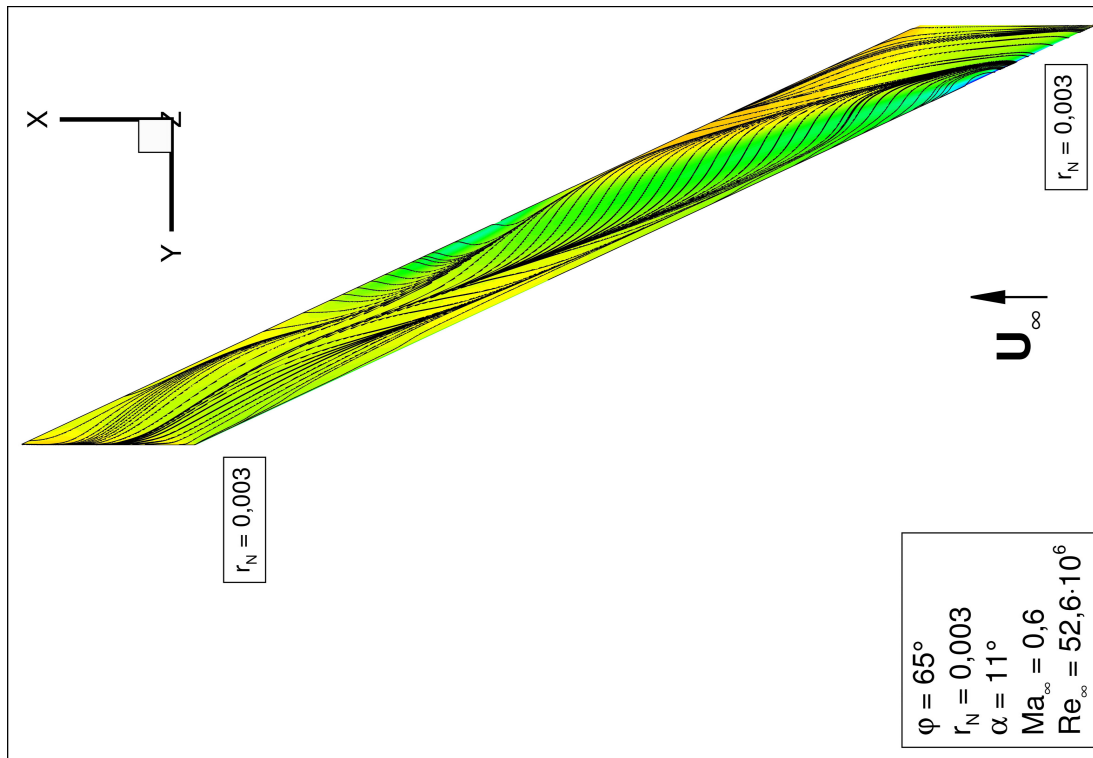


Bild 174: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

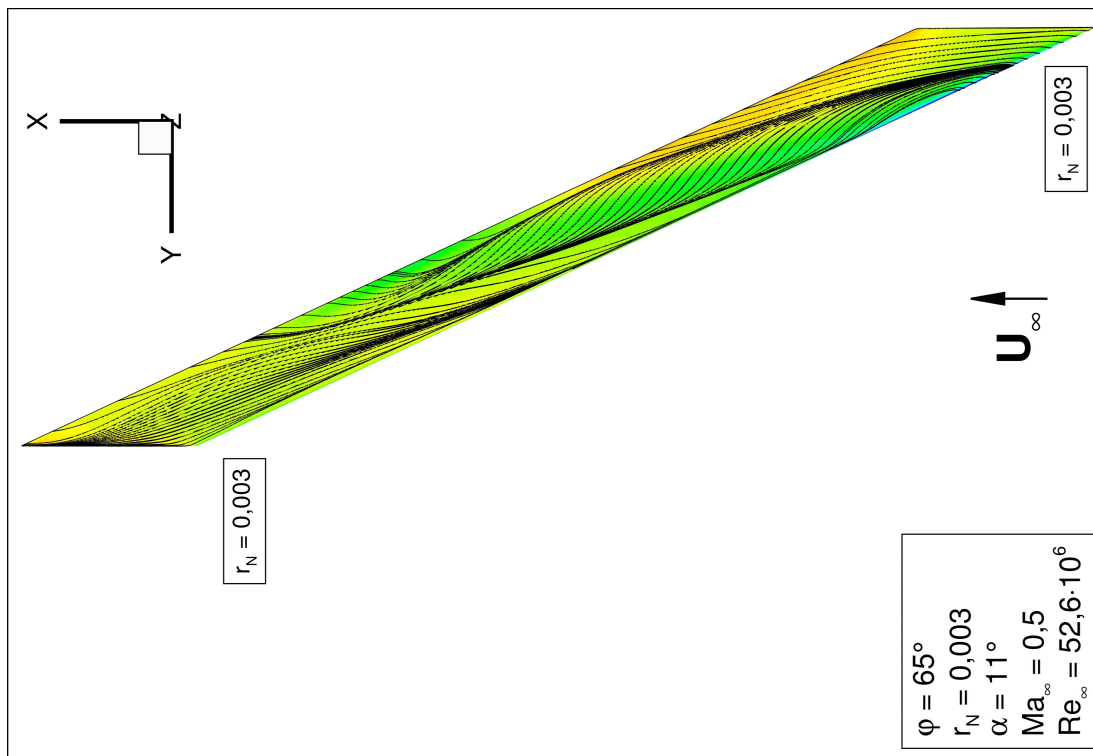


Bild 175: r_N konst.: c_P -Verteilung und Wandstromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$; $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

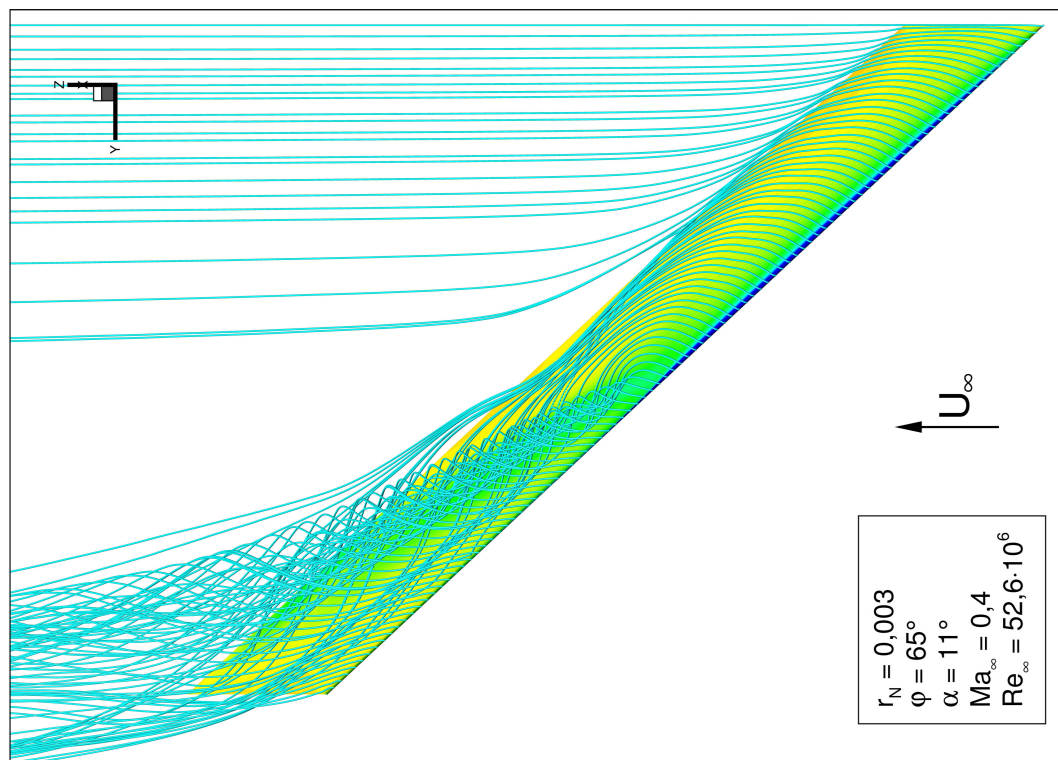


Bild 177: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,4$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

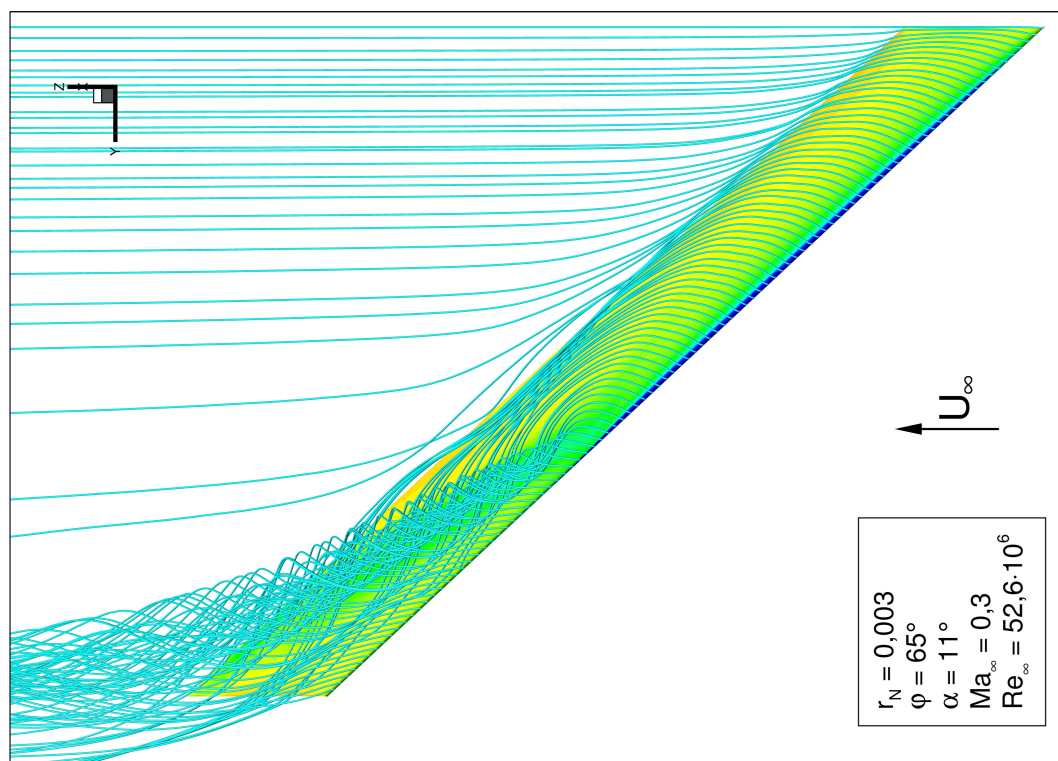


Bild 176: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 65^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,3$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

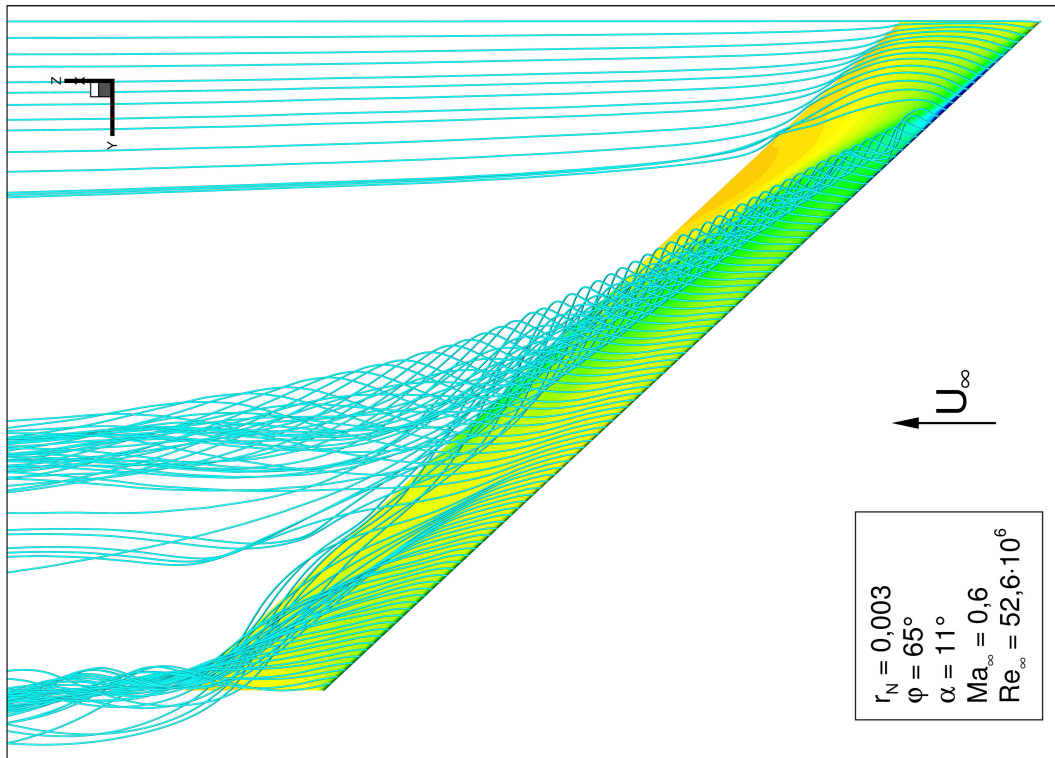


Bild 179: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,6$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

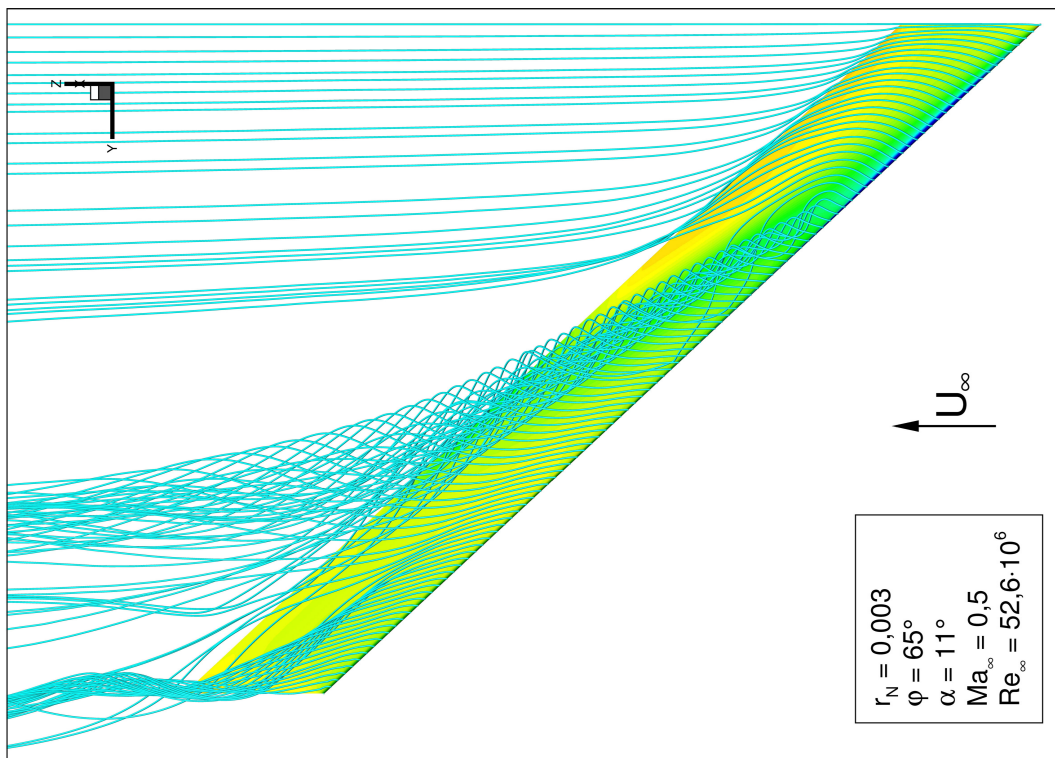


Bild 178: r_N konst.: c_p -Verteilung und 3D Stromlinien auf der Flügeloberseite: $r_N = 0,003$; $\varphi = 60^\circ$; $\alpha = 11^\circ$. $Ma_\infty = 0,5$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

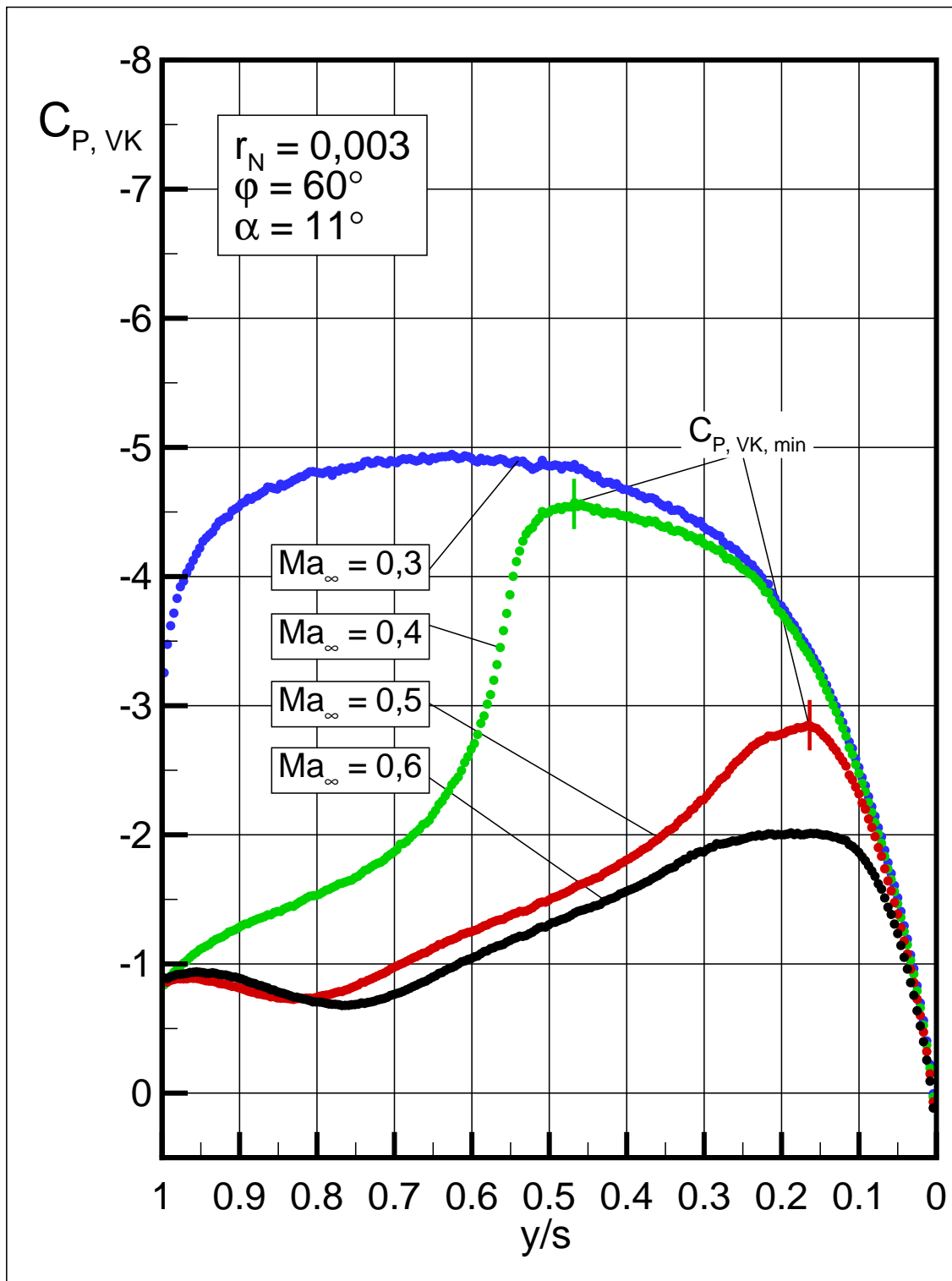


Bild 180: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3$ - $0,6$; $\varphi = 60^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

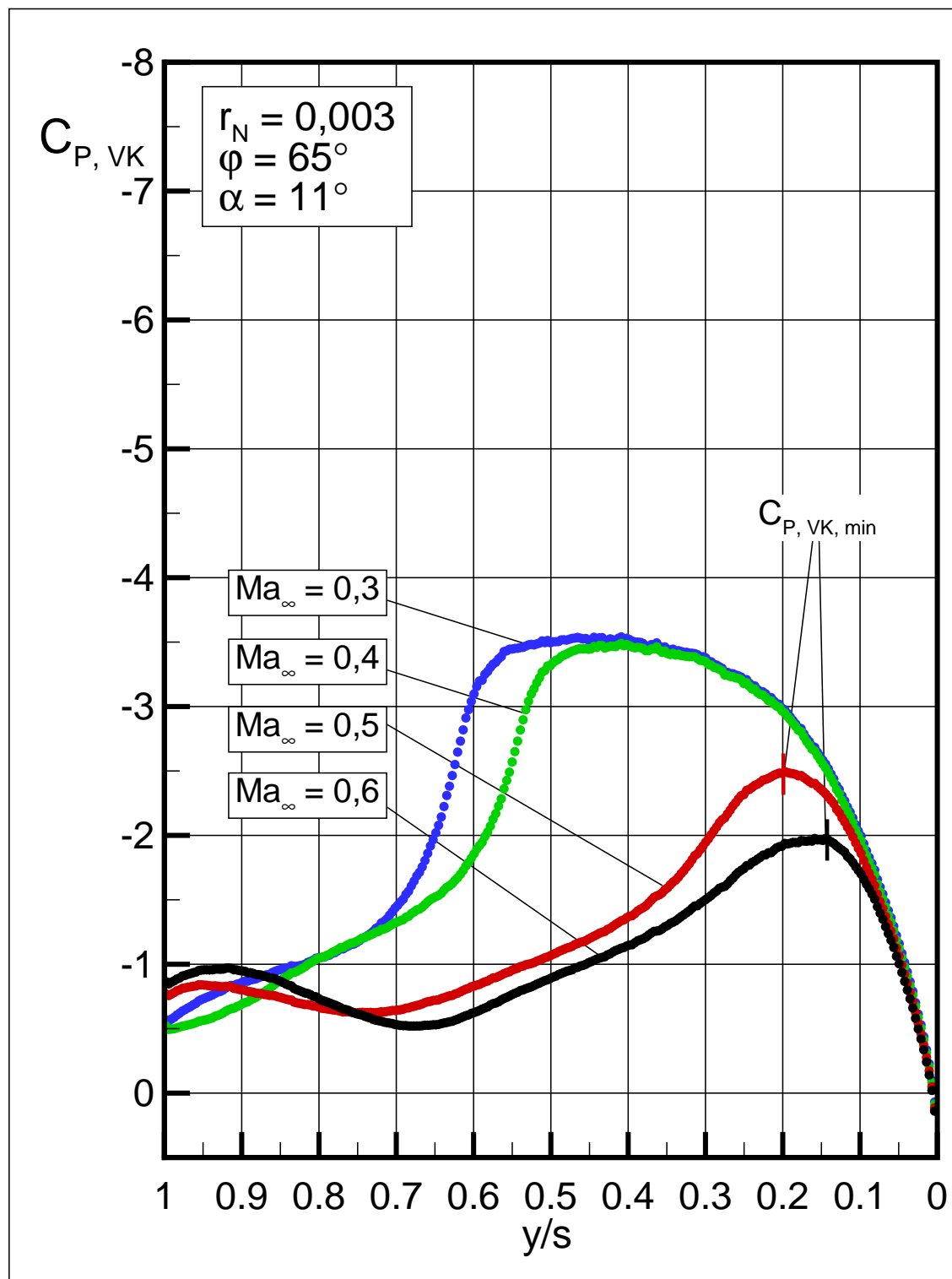


Bild 181: c_P -Verteilung an der Vorderkante und Lokalisierung der beginnenden Wirbelbildung. Vergleich unterschiedlicher Machzahlen von $Ma_\infty = 0,3$ - $0,6$; $\varphi = 65^\circ$ mit $r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$. $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$.

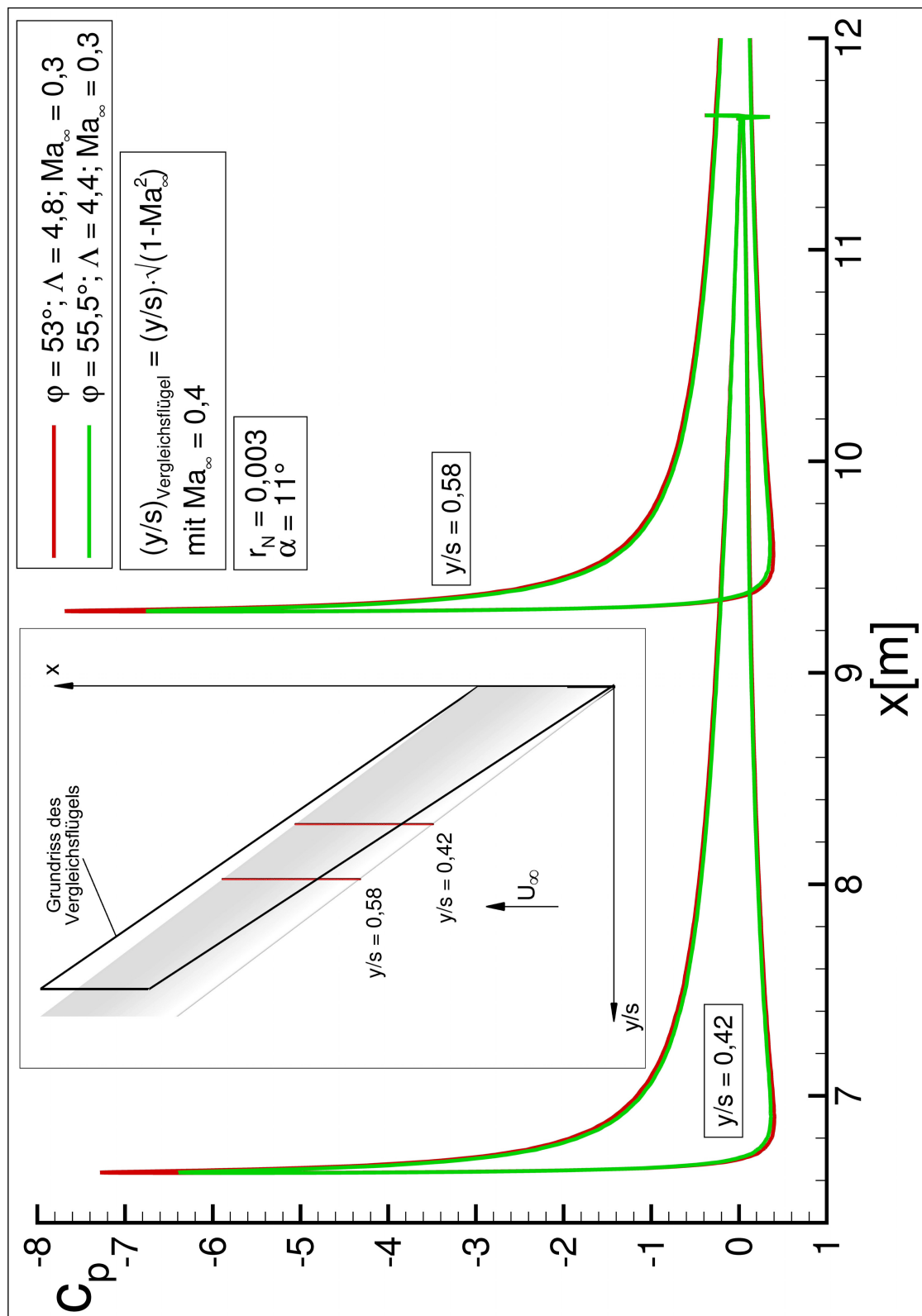


Bild 182: Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung über dem Flügel an zwei Schnitten $y/s = \text{konst.}$ TAU-Rechnung: Originalflügel mit $\varphi = 53^\circ$ bei $Ma_\infty = 0.3$ und Ersatzflügel mit $\varphi = 55.5^\circ$ bei $Ma_\infty = 0.3$ ($r_N = 0.003$ bei $\alpha = 11^\circ$; $Re_\infty = 52.6 \cdot 10^6$).

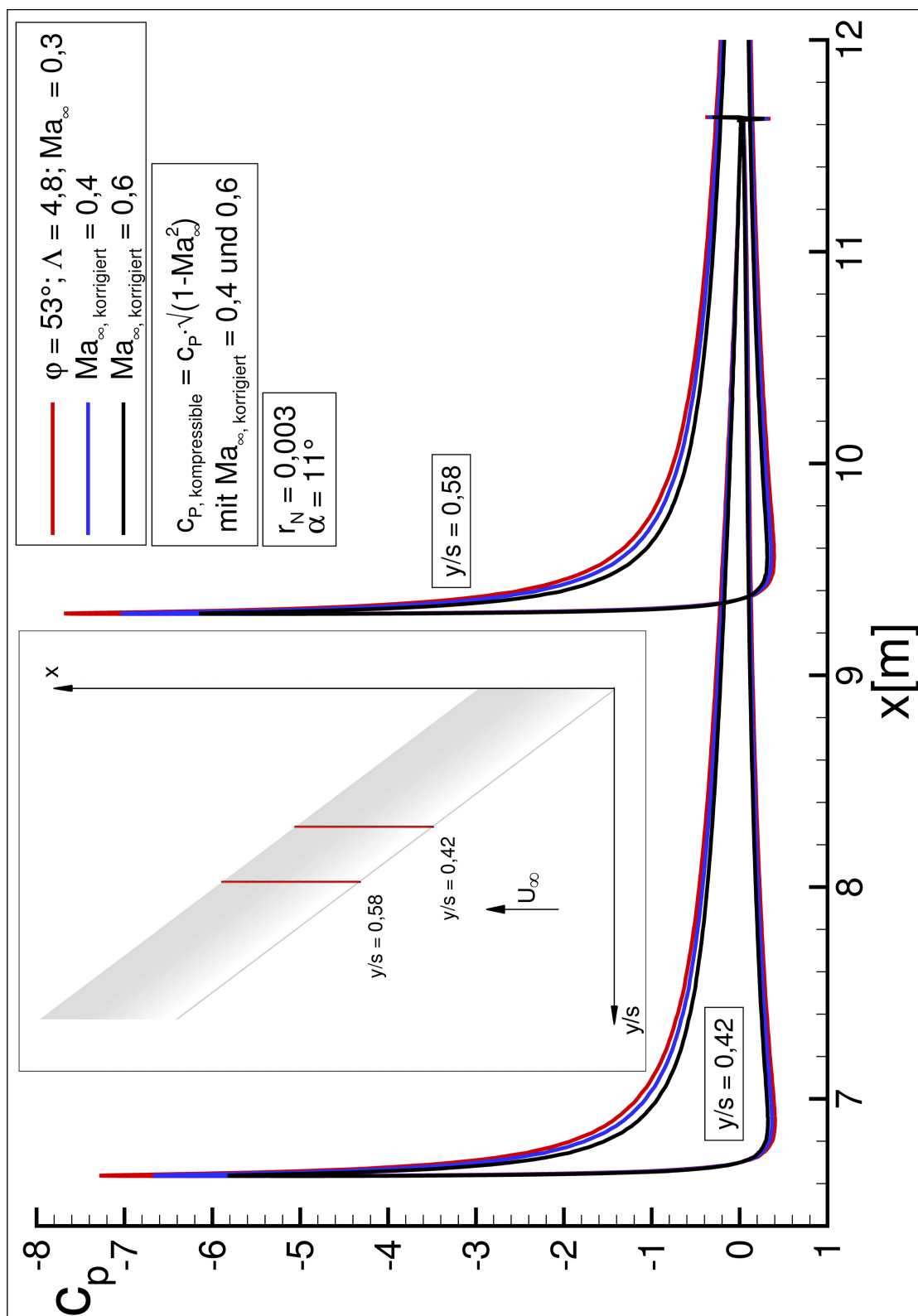


Bild 183: Einfluss der Machzahl auf die Druckverteilung über dem Flügel an zwei Schnitten $y/s = \text{konst.}$ TAU-Rechnung: Originalflügel mit $\varphi = 53^\circ$ bei $Ma_\infty = 0,3$ ($r_N = 0,003$ bei $\alpha = 11^\circ$; $Re_\infty = 52,6 \cdot 10^6$). PGE-Regel: korrigierte Druckverteilung für $Ma_\infty = 0,4$ und $0,6$.

Sensitivitäten der Wirbeltopologie an runden Vorderkanten

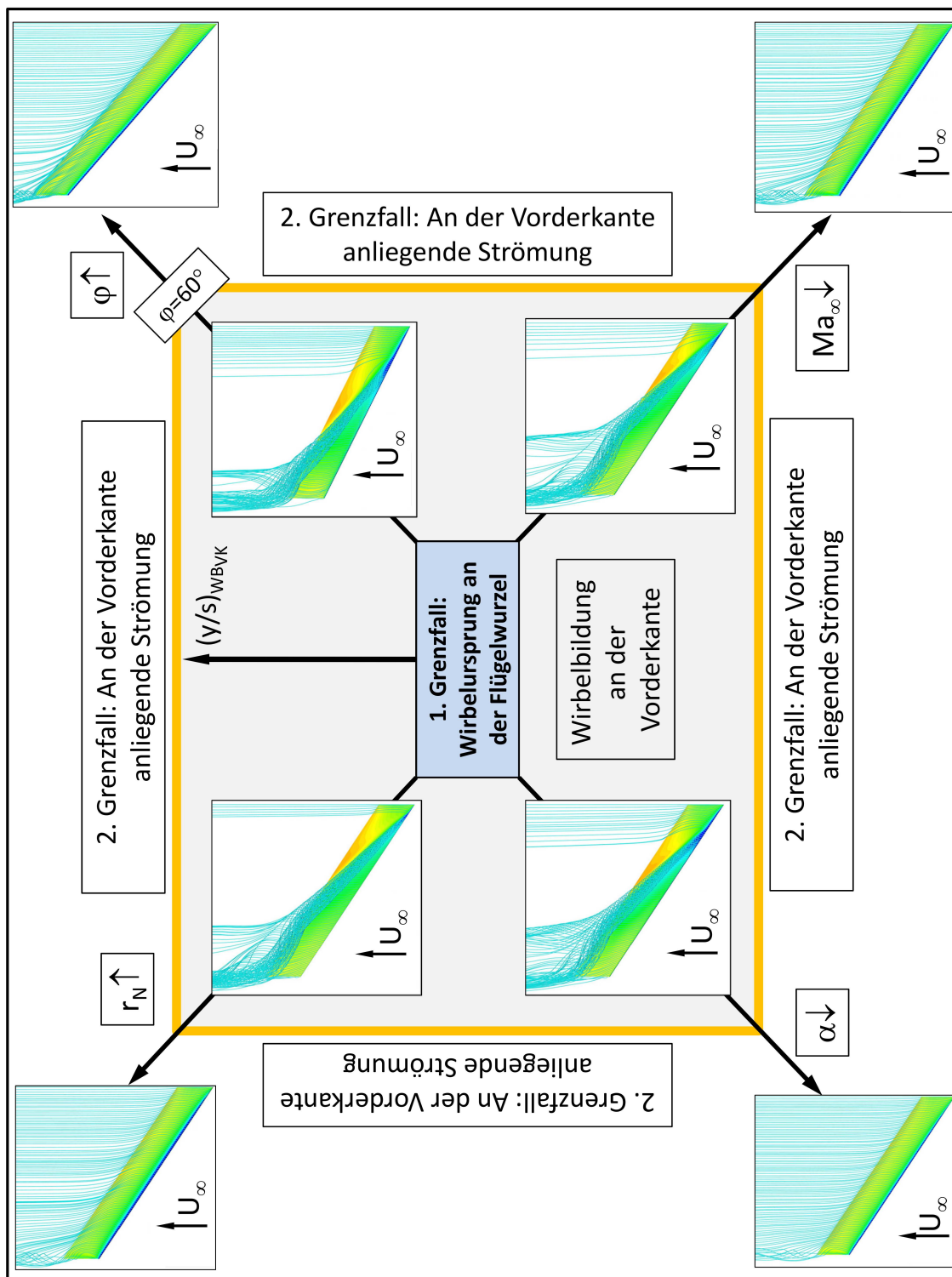


Bild 184: Übersicht über die Entwurfsregel: Einfluss des Vorderkantennasenradius r_n , Anstellwinkel α , Pfeilwinkel φ und Machzahl Ma_∞ .